

В. В. Конин

СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ, НАВИГАЦИИ, НАБЛЮДЕНИЯ

КИЕВ - 2007

**Конин В. В СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ, НАВИГАЦИИ,
НАБЛЮДЕНИЯ** К.: кафедра АНС, 2007. 350 с.;ил.- Библиограф, 337 – 341.

Рассматриваются действующие и вновь вводимые глобальные спутниковые системы связи, навигации, наблюдения с позиций потребностей систем CNS/АТМ, Стандартов и Рекомендованной практики Международной организации гражданской авиации ICAO, Международной морской организации ИМО, Евроконтроля. Приводятся характеристики сигналов спутников, алгоритмы формирования сигналов и корректирующей информации, методы расчета орбитального движения спутников, преобразования координат и решения навигационных задач. Излагаются вопросы проектирования авиационных дифференциальных спутниковых станций и адаптивных антенных систем для противодействия помехам.

Для для студентов и аспирантов, специализирующихся в области аэрокосмических систем, а также инженерно- технических работников сфер проектирования и эксплуатации систем навигации, геодезии, управления транспортом.

© Конин В. В.

| | |
|---|-----|
| ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ | 5 |
| ВВЕДЕНИЕ | 8 |
| РАЗДЕЛ 1 СВЯЗЬ, НАВИГАЦИЯ, НАБЛЮДЕНИЕ В СИСТЕМАХ CNS/ATM..... | 10 |
| 1.1 СВЯЗЬ..... | 10 |
| 1.1.1 Тенденции развития авиационной электросвязи..... | 10 |
| 1.1.2 Состояние внедрения ATN в практику воздушного движения | 17 |
| 1.1.3 Спутниковые информационные технологии в системах CNS/ATM..... | 21 |
| 1.1.4 Спектр радиочастот, выделяемый для авиационных применений..... | 23 |
| 1.1.5 Спутниковая связь в системах CNS/ATM..... | 25 |
| 1.1.6 Передача сигнала между космической и земной станциями, антенные системы..... | 32 |
| 1.2 Навигация..... | 40 |
| 1.2.1 Основные термины и определения | 40 |
| 1.2.2 Навигационные характеристики | 48 |
| 1.2.3 Морская навигация..... | 51 |
| 1.3 Наблюдение..... | 53 |
| 1.3.1 Тенденций развития систем наблюдения..... | 53 |
| 1.3.2 Структуры систем наблюдения..... | 58 |
| РАЗДЕЛ 2 СПУТНИКОВЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ..... | 61 |
| 2.1 Общая характеристика спутниковых радионавигационных систем | 61 |
| 2.1.1 Состояние и развитие СРНС | 61 |
| 2.1.2 Состав систем..... | 67 |
| 2.1.3 Глобальная навигационная спутниковая система GNSS..... | 69 |
| 2.1.4 Региональные дополнения в GNSS..... | 74 |
| 2.2 Требования, предъявляемые к спутниковым навигационным системам авиационными пользователями | 80 |
| 2.2.1 Общесистемные требования к спутниковым навигационным системам..... | 80 |
| 2.2.2 Требования к GNSS и ее составляющим..... | 89 |
| 2.2.3 Бортовой приемник GNSS | 99 |
| РАЗДЕЛ 3 СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ..... | 102 |
| 3.1 Координаты, время, движение навигационных спутников..... | 102 |
| 3.1.1 Системы координат в спутниковых радионавигационных технологиях..... | 102 |
| 3.1.2 Время в спутниковых радионавигационных системах..... | 117 |
| 3.1.3 Процедуры размножения эфемерид | 123 |
| РАЗДЕЛ 4 ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИГНАЛЫ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ | 130 |
| 4.1 Информационные сигналы | 130 |
| 4.1.1 Вводные замечания | 130 |
| 4.1.2 Формирование шумоподобных сигналов..... | 134 |
| 4.1.3 Интерфейсы ГЛОНАСС и GPS | 139 |
| 4.1.4 . Формирование информационного сигнала в ГЛОНАСС..... | 142 |
| 4.1.5 Формирование информационного сигнала в GPS..... | 148 |
| 4.2 Формат и содержания навигационных данных | 153 |
| 4.2.1 Данные ГЛОНАСС | 153 |
| 4.2.2 Данные GPS..... | 168 |
| 4.2.3 Навигационные данные космического функционального дополнения SBAS | 175 |
| 4.3 Данные дифференциальных станций | 176 |
| 4.3.1 Данные авиационных контрольно-корректирующей станций..... | 176 |
| 4.3.2 Навигационные данные дифференциальной GNSS | 181 |
| 4.4 Стандартные сообщения..... | 188 |
| 4.4.1 Формат NMEA | 188 |
| РАЗДЕЛ 5 ОСНОВНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ.. | 200 |

| | |
|--|-----|
| 5.1 Спутниковый навигационный приемник | 200 |
| 5.1.1 Требования к спутниковым навигационным приемникам | 200 |
| 5.1.2 GNSS приемник, взаимодействующий с SBAS | 201 |
| 5.1.3 Обобщенная функциональная схема навигационного приемника | 206 |
| 5.1.4 Антенны GNSS | 207 |
| 5.1.5 Радиотехнический модуль | 211 |
| 5.1.6 Поиск и обнаружение сигнала навигационного спутника | 214 |
| 5.1.7 Слежение за сигналом навигационного спутника | 217 |
| 5.1.8 Совмещенные навигационные приемники | 219 |
| 5.1.9 Демодуляция сообщений навигационных спутников ГЛОНАСС | 220 |
| 5.1.10 Структура навигационного приемника GPS | 222 |
| 5.2 Авиационные DGNSS | 223 |
| 5.2.1 Концепция построения авиационной DGNSS | 223 |
| 5.2.2 Алгоритм функционирования ККС | 226 |
| 5.2.3 Алгоритмы контроля целостности наземных функциональных дополнений | 228 |
| РАЗДЕЛ 6 ОСНОВЫ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ | 233 |
| 6.1 Определение координат навигационным приемником | 233 |
| 6.1.1 Обобщенный алгоритм определения координат | 233 |
| 6.1.2 Расчет координат псевдодальномерными методами | 233 |
| 6.1.3 Итеративный метод расчета координат потребителя | 239 |
| 6.1.4 Геометрический фактор и погрешности определения координат | 248 |
| 6.1.5 Дифференциальный метод определения координат | 257 |
| 6.2 Алгоритмы расчета эфемерид навигационных спутников | 258 |
| 6.2.1 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС на текущий момент времени | 258 |
| 6.2.2 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника GPS на текущий момент времени | 261 |
| 6.3 Алгоритмы расчета времени в GPS | 263 |
| 6.4 Измерение псевдодальности | 269 |
| РАЗДЕЛ 7 СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ В GNSS | 278 |
| 7.1 Помехозащищенность приемников спутниковой навигации | 278 |
| 7.1.1 Требования по помехоустойчивости GNSS | 278 |
| 7.1.2 Экспериментальные наблюдения воздействия помех на навигационный приемник | 285 |
| 7.2 Адаптивные антенные решетки | 288 |
| 7.2.1 Подавление помех адаптивными антенными решетками | 288 |
| 7.2.2 Моделирование адаптивных антенных решеток | 292 |
| 7.3 Прогнозирование доступности навигационных спутников | 304 |
| 7.3.1 Системы прогнозирования доступности навигационных спутников | 304 |
| 7.3.2 Назначение составляющих экспериментальной АСПДНС | 307 |
| 7.3.3 Алгоритм определения доступности GNSS | 309 |
| 7.4 Центр спутниковых навигационных технологий Национального авиационного университета GNSSLab | 318 |
| СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ | 332 |
| Предметный указатель | 338 |

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

| | |
|---------------|--|
| АНО | аэронавигационное обслуживание |
| АФУ | антенно-фидерное устройство |
| АЦП | Аналого-цифровое преобразование |
| ВС | воздушное судно |
| ВОРЛ | вторичный обзорный радиолокатор |
| ГЛОНАСС | глобальная навигационная спутниковая система (Россия) |
| ККС | контрольно корректирующая станция |
| КНД | коэффициент направленного действия |
| КСВ | коэффициент стоящей волны |
| КХ | код Хемминга |
| МАС | Международный астрономический союз |
| МВ | метка времени |
| МДВ | московское декретное время |
| ОВЧ | очень высокая частота |
| ПС | псевдослучайный |
| ПСДПМВ | псевдослучайная двоичная последовательность метки времени |
| ПСПД | псевдослучайная последовательность данных |
| ПЗ-90 | относительная геоцентрическая система координат |
| СРНС | спутниковая радионавигационная система |
| УВД | управление воздушным движением |
| ФАУ | Федеральное авиационное управление |
| ЦИ | цифровая информация |
| ЧВИ | частотно-временная информация |
| ABAS | Aircraft Based Augmentation System (бортовая система функционального дополнения) |
| ADS | Automatic Dependent Surveillance (автоматическое зависимое наблюдение) |
| AODO | Age of Data Offset (смена срока службы данных) |
| AMSS | авиационная подвижная спутниковая служба |
| APV-I, APV-II | Approach with Vertical Guidance (заход на посадку с управлением по вертикали) |
| ASM | Air Space Management (организация воздушного пространства) |
| ATN | Aeronautical Telecommunication Network |
| BIH | Bureau International de l'Heure (международное бюро времени) |
| BPSK | Binary Phase Shift Keying (двухпозиционная фазовая манипуляция) |
| C/A-code | Coarse/Acquisition (Clear Acquisition) (код сигнала GPS) |
| CDMA | Code Division Multiplex Access (кодовое разделение каналов) |
| CNS/ATM | Communication, Navigation, Surveillance /Air Traffic Management (связь, навигация, наблюдение /организация воздушного движения) |
| CRC | Cyclic Redundancy Check (циклический избыточный код) |
| CSA | Channel of Standard Accuracy (канал стандартной точности ГЛОНАСС) |
| СТР | Conventional Terrestrial Pole (обычный земной полюс) |
| DGNSS | Differential GNSS (дифференциальная глобальная спутниковая навигационная система) |
| ECEF | Earth Centered Earth Fixed (геоцентрическая фиксированная система координат) |
| EGNOS | European Geostationary Navigation Overlay Service (Европейская геостационарная навигационная служба, спутниковая система функционального дополнения EGNOS) |

| | |
|-------------|--|
| EUROCONTROL | European Organization for the Safety of Air Navigation (Европейская организация по безопасности воздушной навигации) |
| EWAN | EGNOS Wide Area Network (широкозонная сеть связи EGNOS) |
| FANS | Future Air Navigation System (Специальный комитет по будущим аэронавигационным системам) |
| FAS | Final Approach Segment (конечный участок захода на посадку. Участок схемы захода на посадку по приборам, в пределах которого производится выход в створ ВПП и снижение для посадки.) |
| FASLAL | FAS Lateral Alter Limit (информация о конечном участке захода на посадку, относящаяся к порогу срабатывания сигнализации по горизонтали) |
| FASVAL | Final Approach Segment Vertical Alter Limit (информация о конечном участке захода на посадку, относящаяся к порогу срабатывания сигнализации по вертикали) |
| FDMA | Frequency Division Multiple Access (частотное разделение каналов) |
| FEC | Forward Error Correction (помехоустойчивое кодирование) |
| FIR | Flight Information Region (район полетной информации) |
| FPAP | Flight Path Alignment Point (точка выставления направления траектории полета) |
| HFDL | высокочастотная линия передачи данных |
| GARP | Угловое боковое отклонение относительно азимутальной опорной точки GBAS |
| GBAS | Ground Based Augmentation Systems (наземна система функціонального доповнення) |
| GCID | Ground Continuity and Integrity Designator (показатель непрерывности и целостности GBAS) |
| GDOP | Geometric Dilution Of Precision (геометрический фактор снижения точности и времени) |
| ICAO | International Civil Aviation Organization (международная организация гражданской авиации) |
| ID | Identification (идентификатор) |
| IDOT | Rate of Inclination Angle (скорость изменения угла наклона) |
| IOD | Issue of Data (выходные данные) |
| IODC | Issue of Data Clock (идентификатор набора параметров времени) |
| IODE | Issue of Data Ephemeris (идентификатор набора данных эфемерид) |
| IODP | Issuance of Data PRN (идентификатор набора данных PRN) |
| LAAS | Local Area Augmentation System (система локальных ККС США) |
| LSB | Least Significant Bit (младшие разряды) |
| MSAS | Multi-functional Transport Satellite-based Augmentation System the Japanese FIR (система космического функционального дополнения Японии) |
| MSB | Most Significant Bit (старшие разряды) |
| NPA | Non-Precision Approach (неточный заход на посадку) |
| OSI | международная организация стандартизации |
| PDOP | Position Dilution of Precision (геометрический фактор снижения точности определения места расположения в пространстве) |
| PRN | Pseudo-Random Noise (псевдо случайный код) |
| RAIM | Receiver Autonomous Integrity Monitoring (система автоматического контроля целостности спутникового созвездия) |
| RNAV | Area Navigation (зональная навигация) |
| RNP | Required Navigation Performance (необходимые навигационные харак- |

| | |
|-----------|---|
| | теристики) |
| SARPS | Standards and Recommended Practices (Стандарты и Рекомендованная практика) |
| SBAS | Satellite-Based Augmentation System (спутниковая система функционального дополнения) |
| SPS | Standard Positioning Service (служба стандартного определения местоположения США) |
| SV HEALTH | Space Vehicle Health (состояние спутника) |
| TLM | Telemetry (первое слово телеметрии) |
| TOW | Time of Week (время в неделе GPS) |
| TDOP | Time Dilution of Precision (временной фактор ухудшения точности) |
| URE | User Equipment Ranging Error (эквивалентная ошибка пользователя в определении дальности) |
| URE | User Range Error (ошибка пользователя в определении дальности) |
| UT1 | Universal Time 1 (система всемирного времени) |
| UTC(SU) | National Reference of Coordinated Universal Time (Государственный эталон координированного всемирного времени) |
| UTC | Universal Coordinated Time (координированное всемирное время) |
| VDOP | Vertical Dilution of Precision (геометрический фактор изменения точности высоты) |
| VDL | ОВЧ линия передачи данных |
| WAAS | Wide Area Augmentation System (широкозонная система функционального дополнения США) |
| WGS-84 | World Geodetic System 1984 (Всемирная геодезическая система –1984, относительная геоцентрическая система координат) |
| WN | Week Number (номер текущей недели GPS) |

ВВЕДЕНИЕ

Рубеж XX/ XXI веков с полным основанием можно считать началом эпохи внедрения и применения технологий спутниковых информационных технологий для связи, навигации, наблюдения практически во всех областях человеческой деятельности.

Спутниковые системы связи, открыли доступ к международным информационным ресурсам и позволили в реальном времени обмениваться информацией между любыми точками земной поверхности и околоземного пространства. Причем ограничений на вид информации практически не существует. Это может быть радио- и телевидение, голосовая и цифровая связь, зашифрованная информация.

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) имеют беспрецедентную (миллиметровую) точность на глобальном уровне и применяются в фундаментальных исследованиях и наблюдениях за перемещением материков и полюсов Земли, в геодезии и картографии для создания кадастров и цифровых карт, при диагностике микроперемещений, предшествующих разрушению высотных сооружений, мостов, газо и нефтепроводов, в сельскохозяйственной деятельности для эффективного использования высокопроизводительных агротехнологий, в управлении движением транспортных средств различного назначения.

Системы наблюдения, использующие спутниковую связь и навигацию позволили получить принципиально новое качество для при контроле и управлении подвижными объектами.

Стратегией Международной организации гражданской авиации (ИКАО) по внедрению систем связи, навигации, наблюдения/организации воздушного движения (СНС/АТМ) предусматривается постепенный переход от существующих навигационных инфраструктур к более широкому систем спутниковой навигации на основе глобального и регионального планов одобренных государствами.

В первом разделе изложены концептуальные направления развития спутниковых информационных систем связи, навигации, наблюдения. Приводятся обобщенные структуры земных и космических станция связи, даются основные сведения об авиационной навигации и навигационных характеристиках, рассматриваются типичные системы наблюдения, в которых применяются спутниковые навигационные системы.

Второй раздел посвящен глобальным спутниковым системам радионавигации, которые в настоящее время активно внедряются в авиационную практику и широко используются для управления подвижными объектами, для геодезических и других применений.

В третьем разделе рассматриваются системы координат и системы шкал времени, применяемые в спутниковых системах.

Четвертый раздел посвящен сигналам навигационных спутников, с использованием которых осуществляются измерения координат и времени в спутниковых системах навигации. В этом же разделе даются форматы и протоколы данных, передаваемых с навигационных спутников.

В пятом разделе рассмотрены обобщенные схемы аппаратуры спутниковой навигации и наиболее типичные схемы элементов, входящих в состав навигационных приемников.

Шестой раздел содержит основные расчетные соотношения для решения навигационной задачи- определения координат, скорости и времени пользователей.

Седьмой раздел посвящен вопросам и методам повышения помехозащищенности спутниковых систем и прогнозированию их доступности.

Настоящая книга предназначена для студентов высших учебных заведений, самостоятельно изучающих спутниковые системы и технологии. Книга может быть полезна специалистам, разрабатывающим и эксплуатирующим аппаратуру, использующую сигналы спутниковых систем.

РАЗДЕЛ 1 СВЯЗЬ, НАВИГАЦИЯ, НАБЛЮДЕНИЕ В СИСТЕМАХ CNS/ATM

1.1 СВЯЗЬ

1.1.1 Тенденции развития авиационной электросвязи

Управление воздушным движением является невозможным в отсутствие надежных средств обеспечения глобальной речевой связи и передачи данных. Поэтому неотъемлемой частью аэронавигационных систем, получивших название «Системы CNS/ATM», являются средства связи, интегрированные с системами наблюдения и навигации. Действительно, сочетание надежности средств передачи донесений о местоположении с точной навигацией позволяет расширить объем наблюдения за воздушными судами, особенно в случае полетов над океанами и в отдаленных районах, которые не охватываются радиоэлектронной аппаратурой [1].

В соответствии с концепцией CNS/ATM ИКАО связь между диспетчерами УВД и воздушными судами в полете должна осуществляться с использованием линий передачи данных [2]. К речевой связи можно будет прибегать в аварийных и других нештатных ситуациях. Кроме того, уже твердо обозначилась цепь использовать линии передачи данных для предоставления диспетчерам УВД информации о местопребывании самолета и его намерений, обеспечиваемой навигационными системами и другими бортовыми датчиками без участия экипажа ВС. Этот процесс получил название автоматического зависимого наблюдения (automatic dependent surveillance - ADS)

В концепции CNS/ATM линии передачи данных являются важнейшим элементом. Без этого элемента была бы невозможной реализация аспекта глобального наблюдения, которое делает системы CNS/ATM намного более современными, чем традиционные системы, и перегруженность обычных речевых каналов связи достигла бы пределов, негативно сказывающейся на безопасности полетов. Другим основополагающим элементом систем CNS/ATM будет служить сеть авиационной электросвязи.

Применение линий и сетей передачи данных для поддержания обычной авиационной связи является одной из главных особенностей систем CNS/ATM, что обусловлено их очевидным преимуществом. Например, типичное донесение о местоположении воздушного судна, как правило, занимающее около 45 секунд эфирного времени при обычной передаче речевых сообщений, может быть представлено цифровым кодом в виде потока бит как сообщение автоматического зависимого наблюдения и передано по линии передачи «воздух-земля» за доли секунды. Это значит, что конкретный цифровой сигнал передачи данных мо-

жет пропускать больше сообщений о местоположении воздушных судов в единицу времени (т.е. увеличивается емкость системы) или что возрастает вероятность доступа воздушного судна к каналу связи в любое время, поскольку его загруженность уменьшается. При обычной речевой радиосвязи любой мешающий сигнал (шумы в кабине самолета, радиочастотные помехи от других радиопередатчиков, атмосферный шум и тепловой шум) входящий в полосу пропускания канала, приводят к ухудшению принимаемого полезного сигнала, т.е. уменьшают реальное состояние отношения сигнал/шум в приемнике. Когда реальное состояние отношения сигнал/шум, значительно снижается, получатель информации может не понять должным образом некоторые из произнесенных слов, и сообщения могут быть неверно истолкованы. Неправильное толкование может быть обусловлено и нетехническими причинами, например, различием в акцентах. Цифровые линии связи гораздо лучше защищены от неправильного понимания или неверного толкования сообщений. Хотя мешающий сигнал может привести к тому, что двоичная единица будет распознана приемником как двоичный ноль или наоборот. Имеется определенная возможность снизить вероятность ошибок, обнаружить или даже исправить такие ошибки. К числу методов, применяемых на линиях передачи данных для обеспечения целостности передаваемых сообщений, в частности относятся:

- надежные методы цифровой модуляции, устойчивые к шуму и помехам;
- прямое исправление ошибок, которое осуществляется добавлением лишних (избыточных) бит к потоку данных для исправления случайных однобитовых ошибок;
- методы обнаружения ошибок, в рамках которых в пакет данных включаются дополнительные биты; благодаря этому, если возникают ошибки, которые остаются неисправными, пакет или кадр могут быть аннулированы и запрошена повторная передача.

В настоящее время двухсторонняя передача данных по линии «воздух-земля» осуществляется через авиационную подвижную спутниковую службу (AMSS), по высокочастотной линии передачи данных (HFDDL), по ОБЧ линии передачи данных (VDL) и в режиме S вторичного обзорного радиолокатора (ВОРЛ), которые признаны ИКАО как средства, пригодные для связи в воздушном пространстве различных типов и в различных эксплуатационных условиях. В вышеуказанных линиях передачи данных применяют разнообразные методы передачи, но аналогичные с точки зрения интерфейса пользователя. Методы используют общий протокол обмена данными, основанный на эталонной модели взаимосвязи открытых систем (OSI) Международной организации стандартизации (ISO). Преимущество использования стандарта общего интерфейса пользователя состоит в том, что эти линии передачи могут образовывать подсети, а подсети в свою очередь, могут быть связаны с другим бортовым электронным оборудованием или с наземными подсетями через стандартизированные прото-

колы. Обеспеченные такой архитектуры и протоколов межсетевое взаимодействие является задачей сети авиационной электросвязи (Aeronautical Telecommunication Network - ATN).

Учрежденный ИКАО в 1983 году специальный комплект по будущим аэронавигационным системам (FANS) в процессе оценки новых концепций и новых технологий особо отметил необходимость обмена данными через разнородные линии передачи авиационной информации. Комитет также рекомендовал, чтобы принципы архитектуры соединений открытых систем (OSI) Международной организации стандартизации, были использованы при разработке каналов передачи авиационных данных с целью обеспечения их взаимной согласованности (interoperability).

В январе 1989 г. Аэронавигационная комиссия ИКАО расширила компетенцию Бюро по улучшению вторичных обзорных радиолокаторов и систем для избежания столкновений (SICASP), поручив SICASP разработку документов в ИКАО, необходимых для обеспечения в максимально возможных размерах общность систем передачи данных и взаимную согласованность каналов передачи данных служб управления воздушным движением, включая спутниковые системы связи. Выполняемая SICASP на основе рекомендаций комитета FANS работа привела к созданию концепции Сети авиационной электросвязи (ATN), которая предназначена поддержания связи между компьютерами, эксплуатируемыми администрациями гражданской авиации (CAAS) и авиакомпаниями.

На своем четвертом совещании в марте 1989 г. SICASP разработало описание ATN и рекомендовало опубликовать его как руководство ИКАО. Первое издание руководства было осуществлено в 1991 г., а второе, доработанное издание было рекомендованно к печати на пятом совещание SICASP в ноябре 1993 г. После завершения SICASP описания ATN (2-е издание) Аэронавигационная комиссия ИКАО поручила Бюро ИКАО по ATN (ATNP) разработку Стандартов и рекомендованной практики (SARPS) и руководящих материалов (Guidance Material) для ATN. SARPS и Guidance Material для ATN одобрены в 1997 г. и включены в приложение 10 (Annex 10).

Согласно разработанным и утвержденным нормативным документам ATN представляет собой интерсеть (межсеть) передачи данных, которая:

обеспечивает общую службу связи для всех применений связи службами управления воздушным движением (ATS) и авиационной промышленности;

интегрирует и использует существующие сети связи и инфраструктуры, где это возможно;

обеспечивает службу связи, которая удовлетворяет требования безопасности и защищенности служб связи авиакомпаний и управления воздушным движением;

согласовывает различные уровни служб авиакомпаний и управления воздушным движением.

Таким образом, архитектура открытых систем (OSI) умышленно возлагает ответственность за маршрутизацию и поддержание состояния АТН на маршрутизаторов и поэтому обеспечивает конечным пользователям (Host Computers) только минимальные сетевые обязанности.

АТН должна обеспечивать:

- устойчивую и надежную службу связи с опцией дейтаграмм;
- наземную интернет-сеть между наземными пользователями;
- интернет-сеть “воздух-земля” для связи между воздушными и наземными пользователями.

АТН должна удовлетворить нужды авиационного сообщества в результате достижения следующих целей.

АТН это интернет-сеть, которая строится из существующих сетей через использование маршрутизаторов и шлюзов между входящими в ее состав сетями. Капиталовложения в существующие локальные сети (LANS), арендованные линии CIDIM и X.25 сети сохраняются. Более того, АТН может интегрировать возникающие сети, такие как Ретрансляция кадров (Frame Relay) и Асинхронный режим передачи (Asynchronous Transfer Mode-АТМ).

АТН спроектирована таким образом, чтобы представлять собой высоко доступную сеть, гарантируя отсутствие отказов в доступе. Эта особенность АТН обеспечивается наличием многочисленных маршрутизаторов к одному и тому же объекту при динамическом их переключении. Этот подход реализуется как для мобильных, так и для фиксированных служб связи. При этом обеспечивается доступность к мобильной связи, которая была невозможной при старых технологиях, базирующихся на средствах прямой видимости.

АТН поддерживает мобильную авиационную связь путем использования ряда мобильных сетей, включая AMSS, VDL и Mode-S. С помощью АТН любая наземная система может иметь связь с воздушным судном в любой части мира.

Данные пользователей АТН получают приоритеты в сети и в результате данные с приоритетами не препятствуют передаче высокоприоритетных данных. Специальные приемы обеспечивают ситуации, что даже в случаях, когда сеть близка к насыщению высокоприоритетные данные будут переданы по назначению с малым временем задержки. Техника управления, используемая в АТН, превосходит технику управления, используемую в TCP/IP интернет-сети. В АТН нагрузка трафика сбалансирована доступными ресурсами связи, в то время как в TCP/IP интернет-сети насыщения сеть регулярно пересыщается с потерей последовательных данных.

В АТН предусмотрена сетевая технология, обеспечивающая возможность подключения новых наземных и воздух-земля линий передачи данных.

Таким образом, для потребителей (экипажи воздушных судов, авиакомпании, аэропорты, органы управления воздушным движением) АТН должна обеспечивать надежную, устойчивую и высокоинтегрированную службу передачи информации (данных) между двумя компьютерными системами (End Systems), включая расположенные в фиксированном месте, как в случае оборудования служб управления воздушным движением, и мобильных, т.е. расположенных на воздушных судах.

Главные отличия АТН от традиционных систем авиационной связи заключаются в следующем:

- АТН специально и исключительно предназначена для обслуживания авиационного сообщества, включая провайдеров обслуживания воздушного движения, пользователей и авиационную промышленность;

- АТН обеспечивает службы связи между наземными и бортовыми системами, а также между наземными системами посредством различных механизмов в пределах системы (например, выбором маршрутов) и является прозрачной для пользователя;

- АТН обслуживает службу связи, которая спроектирована таким образом, чтобы удовлетворять требованиям безопасности и защищенности;

- АТН согласовывает различные классы обслуживания и приоритеты сообщений, требуемые различными АТН применениями;

- АТН использует и интегрирует различные авиационные, коммерческие общественные сети передачи данных в глобальную инфраструктуру связи.

АТН поддерживает связь между:

- а) системами связи авианосителей и системами связи служб управления воздушным движением;

- б) системами связи авиакомпаний и бортовыми системами связи;

- в) системами связи служб управления воздушным движением и бортовыми системами связи;

- г) наземными системами связи служб управления воздушным движением;

- д) системами связи авиакомпаний.

На рис. 1.1 приведена обобщенная структурная схема АТН. Ключевыми элементами АТН являются подсети, АТН маршрутизаторы и конечные системы (ES). Подсети являются составными частями сети связи, но не являются составными частями АТН. Определено, что подсети представляют собой независимые сети передачи данных, основанные на частных

технологиях передачи данных (например, сети пакетной передачи по протоколу X.21), которые используются как физические средства передачи данных между АТН системами.

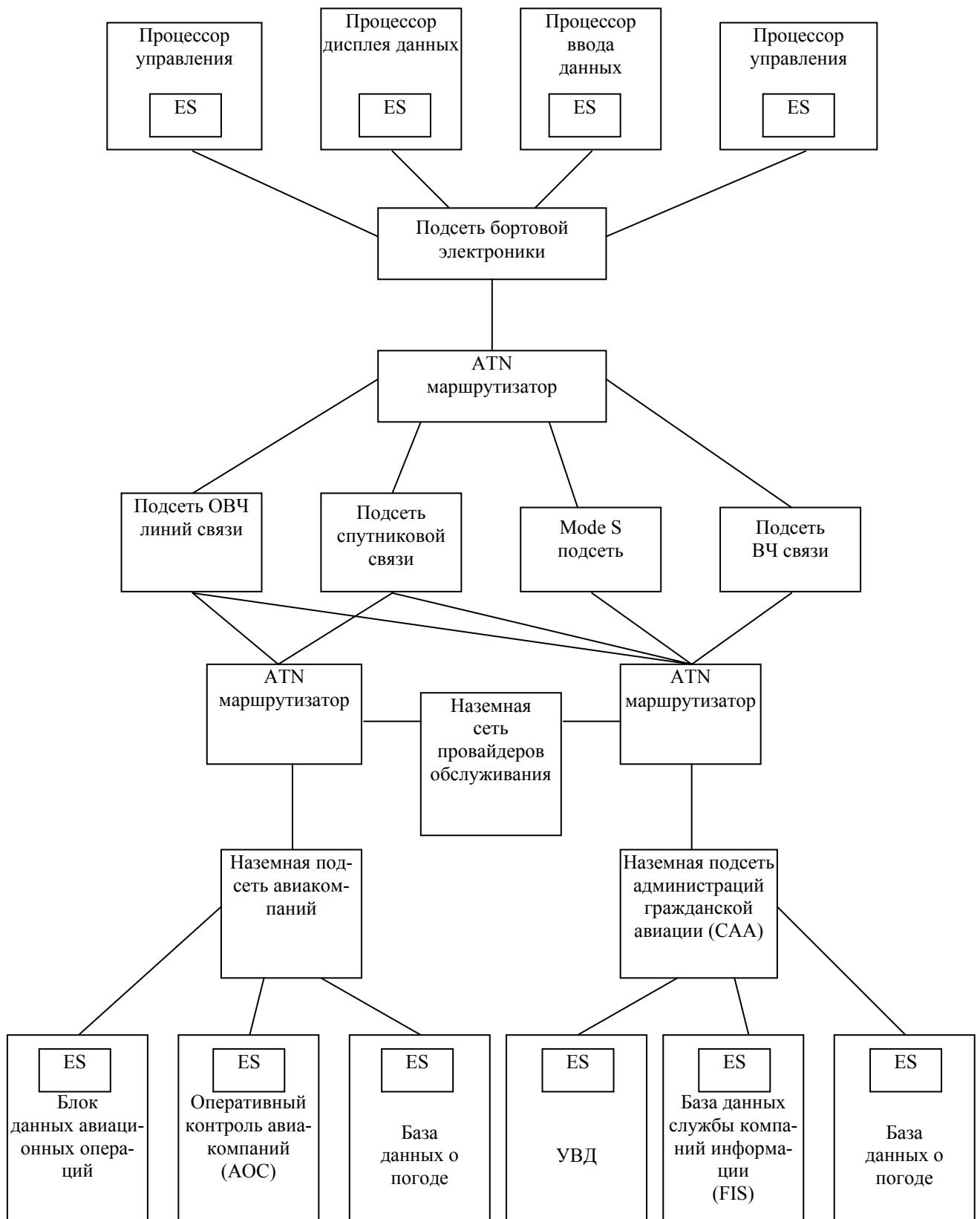


Рис. 1.1. Структура ATN: ES - конечная система (End System)

Разнообразие как наземных так и «воздух-земля» подсетей обеспечивают множественность путей передачи данных конечным пользователям.

Подсети мобильной (воздух-земля) авиационной связи, а именно: авиационная мобильная спутниковая служба (AMSS), линия передачи данных ОБЧ диапазона (VDL), высокочастотная линия передачи данных (HFDDL) и линия передачи данных режима S вторичных обзорных радиолокаторов (Mode S data link), в настоящее время стандартизированы ИКАО для авиационных применений. Следует отметить, что линии передачи типа Mode S имеют ограничения по объёму передачи данных, а что касается линий передачи данных типа VDL, то возможны отличающиеся по методу доступа, форматами сообщений, типом модуляции и скоростью передачи данных линии передачи данных VDL mode 2, VDL mode 3 и VDL mode 4.

Предполагается следующее разделение служб авиационной мобильной связи между различными подсетями.

Высокочастотная линия передачи данных должна осуществлять передачу: Oceanic Clearance (OC) Terminal Weather Information for Pilots (TWIP), Waypoint Position Report (WPR).

Линия передачи данных Mode S должна осуществлять передачу: Waypoint position Report (WPR), Flight information service (FIS), Digital automatic terminal information service (DATIS).

Спутниковая линия передачи данных должна осуществлять передачу: Digital automatic terminal information service (DATIS), Data link delivery of Taxi Clearances (DDTC), Predeparture Clearances (PDC).

ОБЧ линии передачи данных должны осуществлять передачу: Predeparture Clearances (PDC), Controller – Pilot data link communications (CPDLC), Automatic dependent surveillance (ADS), Oceanic clearances delivery (OCD).

1.1.2 Состояние внедрения ATN в практику воздушного движения

Основными провайдерами авиационных служб передачи данных являются корпорации ARINC и SITA. ARINC находится в совместной собственности правительства США и авиакомпаний, а SITA представляет собой самую большую частную компанию в области передачи данных, учрежденная одиннадцатью крупнейшими европейскими авиакомпаниями в 1949 г.

Корпорация SITA эксплуатирует самую большую сеть передачи данных, обслуживающих передачу информации AGARS, состоящую из более чем 300 наземных станций, расположенных в 131 стране. Начиная с лета 2001 г. SITA начала развертывание наземных станций, разработанных фирмой Harris (США), которые должны в будущем образовать VDL

AIRCOM - сеть, обеспечивающую VDL mode 2 службы. Планируется в течение 8 лет развернуть 590 наземных станций. Кроме того, планируется использование сети SATELLITE AIRCOM для обслуживания воздушных судов, оборудованных аппаратурой FANS- 1/A.

Огромную активность в развитии сетей передачи данных, соответствующих требованиям Стандартов и Рекомендованной практики ИКАО для АТН, проявляет учрежденная в 1929 г. корпорация ARINC [3].

Воздушные суда при полетах над океанами, в полярных и отдаленных районах могут пользоваться услугами сети передачи данных высокочастотного диапазона частот CLOBALink/ HF (HFDDL). Эта сеть дополняет возможности сетей передачи данных ОБЧ диапазона и спутниковой линии передачи данных, которая неэффективна в полярных районах, обеспечивая таким образом непрерывное обслуживание связью при полетах в любой точке воздушного пространства.

Сеть передачи данных высокочастотного диапазона HFDDL обеспечивает намного более экономную, доступную и надежную связь в полярных отдаленных районах, чем аналоговая связь высокочастотного диапазона. Полный набор сообщений AGARS является доступным при использовании HFDDL.

ARINC является единственным провайдером, который предлагает глобальную службу связи посредством HFDDL. Две наземные станции введены в эксплуатацию в Красноярске и на Аляске и их число достигло 12-ти и еще две наземные станции HFDDL должны быть введены в эксплуатацию на Канарских островах и в Бахрейне.

Помимо HFDDL корпорация ARINC усиленно развивает сеть передачи данных ОБЧ диапазона CLOBALink /VDL с использованием геостандартных спутников Inmarsat SATELLITE GLOBALink. Что касается последней сети, то воздушные суда, оснащенные аппаратурой FANS-1/A, с помощью SATELLITE GLOBALink могут обмениваться сообщениями CPDLC, ADS и ATS Facility Notification (AFN) с наземными службами управления воздушным движением.

ARINC агрессивно расширяет свою сеть передачи данных ОБЧ диапазона помимо Северной Америки еще в Центральной Америке, Европе и Азии. 25 наземных станций уже установлено в Китае и еще 100 наземных станций планируется установить в ближайшее время. В Юго-Восточной Азии планируется установить 50 наземных станций. Наземные станции устанавливаются в Гренландии, Скандинавских странах и в Италии.

ARINC принимает активное участие в программе FAA по внедрению цифровых линий связи Build 1 и в широкомасштабном проекте EUROCONTROL по внедрению цифровых линий связи PETAL II e (extended).

Таким образом, активность корпорации ARINC касается всех линий передачи данных, входящих в качестве подсетей в ATN за исключением линии передачи данных на основе режима S вторичных обзорных радиоканалов.

Быстрому внедрению ATN в авиационную практику способствует осуществление ряда широкомасштабных проектов, а именно: TAR, ProATN, EOLIA, PETAL II, FAA CPDLC Programme (Build 1/1A). Проект TAR (Trials ATN Routers) обеспечил раннюю разработку и испытания ATN маршрутизатора, удовлетворяющего требованиям Стандартов и Рекомендованной практики ИКАО по ATN. Цель проекта ProATN, выполненного под руководством EUROCONTROL, заключалась в том, чтобы разработать, изготовить, интегрировать и проверить характеристики функционирования предэксплуатационного и предпромышленного протокола ATN, соответствующего в максимально возможном объеме требованиям ICAO CNS/ATM – 1 Paskoge для ATN как в сетевом аспекте, так и в аспекте применений. Проект European Pre-Operational Data-Line Operation (EOLIA) выполняется консорциумом европейских авиакомпаний при финансировании со стороны Европейской комиссии и EUROCONTROL. Главная цель этого проекта заключалась в развитии и оценке на основе разработанной при выполнении проекта ProATN инфраструктуры авиационных служб CNS/ATM-1, базирующихся на использовании линий передачи данных. Цель проекта Preliminary Eurocontrol Trial on Airground Data Line (PETAL), выполненного в течение 1996-1998 годов, заключалась в том, чтобы авиадиспетчеры и экипажи самолетов оценили эксплуатационные процедуры, основанные на использовании линий передачи данных. В 1998 г. проект PETAL был продолжен под названием PETAL II e (расширенный) с участием ARINC, FAA, American Airlines, Boeing, Roekwell-Collins. Цель расширенного проекта заключалась в предэксплуатационных испытаниях имеющейся уже в наличии инфраструктуры ATN с последующим ее расширением и вводом в эксплуатацию. Программа Build 1/1A, осуществляемая FAA в течение 2002-2005 годов предусматривала ввод в практику авиадиспетчеров CPDLC сообщений и поддержке использования в летной практике линий передачи VDL Mode 2, развертываемых на территории США корпорацией ARINC.

Результаты выполнения вышеописанных проектов позволили EUROCONTROL разработать для Европейской конференции гражданской авиации (ECAC) стратегию по внедрению в европейском воздушном пространстве технологий CNS/ATM на период до 2005 года, а также программу практических действий LINK 2000 + [4] по эволюционному внедрению ATN на период до 2005 года.

В процессе выполнения программы LINK 2000 + планировалось достижение следующих целей:

- внедрение в практику ряд служб на основе линий передачи данных, которые показали практическую полезность в процессе выполнения исследовательских проектов;
- создание эксплуатационного, технического и институционального базиса для дальнейшего распространения ATN в европейском воздушном пространстве;
- создание совместно используемой сети на основе VDL Mode 2 для управления воздушным движением (ATC) и оперативной связи авиакомпаний с воздушными судами;
- полное внедрение выбранных служб, базирующихся на использовании линии передачи данных в 10 районных центрах управления воздушным движением(ACC);
- внедрение в практику следующих служб на основе линий передачи данных: Data Link Initiation Capability (DLIC), ATC Communication Management (ACM), Controller Access Parameters (CAP), ATC Microphone Check (AMC), ATC Clearances (ACL), Flight Plan Route Conformance (FLIPCY), Departure Clearance (DCL), Flight Plan Route Conformance (FLIPCY), Departure Clearance (DCL), D-ATIS (Digital ATIS), Downstream Clearances (DSC).

В конце двадцатого века авиационная мобильная связь в воздушном пространстве США и при полетах над океанами осуществлялась практически исключительно посредством аналоговых радиосредств высокочастотного (HF), особо высокочастотного (VHF) диапазонов и аналоговой спутниковой линии передачи. Только в некоторых аэропортах посредством линии передачи данных осуществлялись службы Predepartyre Clearances, DATIS, и небольшое количество воздушных судов, оборудованных аппаратурой FANS-1/a, при полетах над океанами использовали для осуществления автоматического зависимого наблюдения цифровую спутниковую связь посредством службы передачи данных SATELLITE GLOBALink корпорации ARINC. Посредством наземных станций ОБЧ диапазона, образующих сеть VNF CLOBALink корпорации ARINC осуществлялась передача данных от воздушных судов авиакомпаниям (AGARS). Но сеть VHF CLOBALink не соответствует требованиям ATN. На будущее FAA приняла принципиальное решение о развертывании сети наземных станций ОБЧ диапазона NEXCOM для передачи данных согласно требованиям SARPS ATN для линий передачи данных VDL mode 3. Однако, первоначально сеть NEXCOM будет поддерживать речевую связь и только с 2006 года начался переход на использование как речевой связи, так и передачи данных. Этот процесс продлится до 2015 г. и в 2015 г. сеть NEXCOM будет, главным образом, заменять сеть VDL mode 2 наземных станций корпорации ARINC для передачи сообщений ACARS. Таким образом, в архитектуре воздушного пространства США на период до 2015 г. запланированы крупные подвижки в области использования линий передачи данных для организации и управления воздушным движением, но речевая связь останется доминирующей в контактах пилот-диспетчер, а посредством линий передачи данных будут передаваться рутинные сообщения, которые тем не

менее составляют до 80 % объема информации, которой обменивается воздушное судно с наземными системами [5]. Следует отметить, что скорость замены аналоговой радиосвязи цифровой радиосвязью существенно определяется темпами оснащения воздушных судов цифровой аппаратурой связи. Необходимо подчеркнуть, что типичной на следующие 10 – 15 лет в США и Европе в области мобильной авиационной связи будет ситуация параллельного использования в аэропортах аналоговых и цифровых радиосредств. Однако, это вряд ли существенно усложнит организацию воздушного движения, так как ведущие производители радиосредств авиационной связи, а именно: Harris (США), Raytheon (США), Parkair Electronics (Англия), Telerad (Франция) серийно выпускают многорежимную аппаратуру, обеспечивающую как речевую связь посредством амплитудной модуляции, так и передачу данных в режимах VDL mode 3, соответствующую требованиям SARPS ИКАО для АТН.

1.1.3 Спутниковые информационные технологии в системах CNS/АТМ

В начале 1980-х годов ИКАО признало, что возможности существующих аэронавигационных систем ограничены. В 1983 году в ИКАО был создан Специальный комитет по будущим аэронавигационным системам (FANS). Комитету было поручено, изучить, определить и оценить перспективные аэронавигационные технологии и выработать рекомендации по развитию аэронавигации на 25 лет.

Безопасность и эффективность полетов воздушных судов обеспечивается системами организации воздушного движения. Составными частями этих систем, выполняющими основные функции, являются связь, навигация, наблюдение.

Связь осуществляет обмен информацией между воздушными судами и наземными службами.

Системы навигации предназначены для обеспечения воздушных судов необходимой информацией о местоположении судна.

Системы наблюдения обеспечивают наземные службы, в частности диспетчеров УВД необходимой информацией о местоположении воздушных судов, находящихся в зоне их ответственности.

ИКАО рассматривает связь, навигацию и наблюдение как основные функции для обеспечения систем организации воздушного движения.

В современной интерпретации, глобальные системы с функциями связи, навигации, наблюдения, организации воздушного движения определяется как системы GNS/АТМ.

Комитет FANS, изучив существующие технологии с функциями GNS/АТМ, пришел к выводу, что авиационные информационные системы рубежа XX-XXI века могут преодолеть ограничения существующих систем только с использованием принципиально новых концеп-

ций и систем CNS, а единственным оптимальным вариантом, на базе которого могут быть реализованы новые системы, являются спутниковые технологии.

Концепция FANS, получившая название “Системы CNS/ATM” есть сочетание спутниковых технологий и систем прямой видимости, в совокупности обеспечивающих оптимальные характеристики аэронавигационного обеспечения с технической и экономической точки зрения.

Принципиальными особенностями системы ATM являются следующие:

Вместо разделения на обособленные наземные и бортовые функции ATM, функции и процедуры для производства полетов будут цельной функциональной частью системы ATM. Отсюда следует, что бортовую и наземную аппаратуру нужно рассматривать как единое целое и взаимно увязывать их характеристики в соответствии с требуемыми навигационными характеристиками RNP.

К новым основным требованиям, предъявляемым к элементам системы ATM следует отнести:

в связи – применение высокоскоростных линий передачи данных со специальным видом модуляции;

в навигации- широкое применение глобальной системы спутниковой навигации GNSS для всех стадий полета, с целью осуществления главного экономического преимущества системы GNS/ATM, а именно, вывода из эксплуатации материалоемкой части существующей навигационной системы;

в наблюдении- оптимизация РЛС и ADS (автоматизированного зависимого наблюдения) по критериям оптимальной пропускной способности;

в планировании инфраструктуры: организация воздушного пространства (ASM) будет ориентирована на внедрение требуемых навигационных характеристик (RNP) методов зональной навигации (RNAV), в том числе и методами моделирования;

в производстве полетов: главная ориентация на оценку эффективности полетов с учетом всех этапов, т.е. от «перрона до перрона»;

в использовании воздушного пространства- гибкое, скоординированное, а не регламентированное использование воздушного пространства с учетом всех пользователей, включая военных;

в планировании полетов- внедрение и применение интерактивных и автоматизированных средств;

в обслуживании воздушного движения (ОВД)- унификация систем обработки данных с целью последующей интеграции в региональные и глобальные сети;

в организации потока воздушного движения (ОПВД): внедрение методов многопараметрического моделирования с использованием комплексных баз данных и бортовых автоматизированных систем управления полетами.

В системах GNS/ATM спутниковые информационные технологии имеют следующие составляющие:

1. Глобальные спутниковые системы связи и навигации.
2. Спутниковые передатчики и приемники, устанавливаемые на борту воздушных судов.
3. Наземную инфраструктуру поддерживающую передачу данных и обмен данными между воздушными судами и службами, управляющими воздушным движением.
4. Радиоканалы передачи данных между бортовой аппаратурой воздушных судов и наземными связными и навигационными средствами.

Использование перечисленных аппаратурных средств позволяет реализовать следующие основные функции:

1. Навигация на маршруте.
2. Посадка воздушного судна по I категории метеоминимума (в перспективе до 2010 года по II и III категориям).
3. Наблюдение за летным полем.

1.1.4 Спектр радиочастот, выделяемый для авиационных применений

Международное обозначение радиочастот приведено в таблица 1. 1 [6].

Таблица 1. 1

Обозначения радиочастот

| Диапазон частот | Название | | Назначение |
|-----------------|-------------------------------|-----------------------------|---|
| | Английское | Русское | |
| 0-30 Гц | DC- Direct Current | Постоянный ток | |
| 30-300 Гц | ELF - Extremely Low-Frequency | КНЧ - Крайне низкая частота | |
| 300-3000 Гц | ILF - Inftalow-Frequency | ИРЧ - Инфранизкая частота | |
| 3-30кГц | VLF - Very Low -Frequency | ОНЧ - Очень низкая частота | Поверхностная волна Связь на большие расстояния, навигация, подводная связь |
| 30-300 кГц | LF – Low -Frequency | НЧ - Низкая частота | Околосемная волна Связь на большие расстояния, радиовещание, эталоны времени |

| Диапазон частот | Название | | Назначение |
|-----------------|------------------------------------|-----------------------------------|--|
| | Английское | Русское | |
| 300-3000 кГц | MF- Medium Frequency | СЧ - Средняя частота | Околоземная волна (ионосферная ночью) Радиовещание, морская связь |
| 3-30 МГц | HF - High Frequency | ВЧ - Высокая частота | Ионосферная волна Связь на большие расстояния, радиовещание, морская связь |
| 30-300 МГц | VHF- Very High Frequency | ОВЧ - Очень высокая частота | Пространственная волна Связь прямой видимости, мобильная связь, телевизионное и FM вещание |
| 300-3000 МГц | UHF-Ultrahigh Frequency | УВЧ - Ультравысокая частота | Пространственная волна Связь прямой видимости, мобильная и спутниковая связь, радиорелееные линии |
| 3-30 ГГц | SHF - Superhigh Frequency | СВЧ - Сверхвысокая частота | Пространственная волна Радиолокация, радиорелееные линии, спутниковая связь |
| 30-300 ГГц | EHF- Extremely High Frequency | КВЧ - Крайне высокая частота | Пространственная волна Межспутниковая связь |
| 300-3000 ГГц | THF - Tremendously High- Frequency | ЧВЧ - Чрезвычайно высокая частота | |

Спектр частот, выделенный для авиационных применений, приведен в таблица 1. 2.

Таблица 1. 2

Полосы авиационных радиочастот

| Полоса частот | Служба | Использование в авиационных системах |
|------------------------|----------------------|---|
| 1 | 2 | 3 |
| 9-14 кГц | RN | Omega |
| 90-110 кГц | RN | Loran-C |
| 130-535 кГц | ARN | NDB/определение местоположения |
| 1800-2000 кГц | RN | Loran-A |
| 2850-22 000 кГц | AM(R)S | Связь "воздух - земля" (речевая связь и передача данных в ВЧ-полосе) |
| 3023 и 5680 кГц | AM(R)S | Поиск и спасание |
| 74,8-75,2 МГц | ARN | Маркерный маяк |
| 108-117,975 МГц | ARN | VOR/Курсовой радиомаяк ILS |
| 117,975-137 МГц | AM(R)S | Связь "воздух - земля" и "воздух - воздух" (речевая связь и передача данных в ОВЧ-полосе) |
| 121,5, 123,1 и 243 МГц | AM(R)S/ подвижная | Аварийные частоты |

| | | |
|--------------------------------------|-------------|--------------------------------|
| 328,6-335,4 МГц | ARN | Глиссада ILS |
| 406 - 406,1 МГц | MSS | Поиск и спасание |
| 960-1215 МГц | ARN | DME |
| 1030 и 1090 МГц | ARN | ВОРЛ/БСПС |
| 1215-1 260 МГц | RL/RNS | GNSS |
| 1260-1400 МГц | ARN/RL | Обзорная РЛС |
| 1525-1 559 МГц, 1626,5-1660,5 МГц | MSS | Спутниковая связь |
| 1559-1 626,5 МГц | ARN/RNS/MSS | GNSS |
| 1610-1626,5 МГц | ARN/RDS/MS | ГЛОНАСС |
| 2700-3300 МГц | ARN/RL | Обзорная РЛС |
| 4200-4400 МГц | ARN | Радиовысотомер |
| 5000-5250 МГц | ARN | MLS |
| 5350-5470 МГц | ARN | Бортовая метеорологическая РЛС |
| 8750-8850 МГц | ARN/RL | Бортовая доплеровская РЛС |
| 9000-9500 МГц | ARN/RN/RL | РЛС точного заходана посадку |
| 13,25- 13,4 ГГц | ARN | Бортовая доплеровская РЛС |
| 15,4-16,6 ГГц | ARN | ASDE/другие системы |
| 24,25-24,65 ГГц | RN | ASDE |
| 31, 8-33,4 ГГц | RN | ASDE |

Примечание: 1) RN-радионавигация, RL –радиолокация, ARN - авиационная радионавигация , RNS - радионавигационная спутниковая служба, RDS - спутниковая служба радиопределения, AM(R)S - авиационная подвижная (маршрутная) служба, MSS - подвижная спутниковая служба, AMS(R)S - авиационная подвижная спутниковая (маршрутная) служба.

Как следует из таблица 1. 2 авиационным радионавигационным средствам выделен широкий спектр радиочастот, что выдвигает на один из первых планов вопросы электромагнитной совместимости и помехоустойчивости спутниковых систем радионавигации.

1.1.5 Спутниковая связь в системах CNS/ATM

Спутниковая система связи предназначена для передачи информации от источника к адресату и в самом обобщенном виде схематично изображена на рис. 1.2.

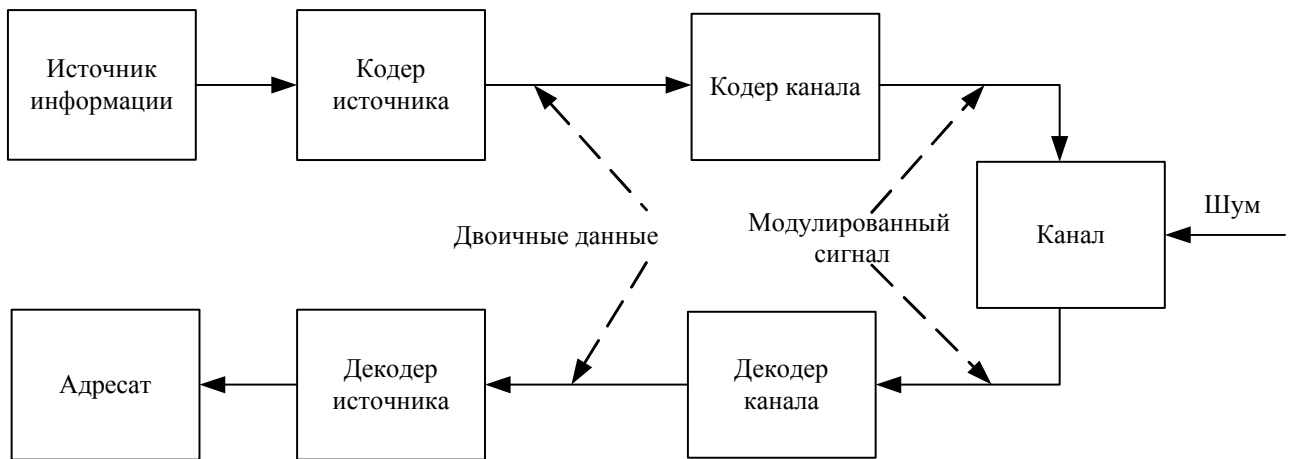


Рис. 1.2. Обобщенная схема системы связи

Передаваемая информация кодером источника преобразуется в двоичные символы. Двоичные символы кодируются кодером канала, и результирующей последовательностью символов модулируют несущую частоту электромагнитных колебаний. Электромагнитные колебания по каналу поступают в приемник адресата, в котором выполняется демодуляция сигнала, канальное декодирование и декодирование двоичных данных. В правильно функционирующей системе информация источника и информация, принятая адресатом могут отличаться на величину возможной ошибки, которая прогнозируется при проектировании системы.

Передача информации может осуществляться непрерывными и дискретными сигналами. В цифровых системах связи используются дискретные сигналы. Мерой объема передаваемой информации в цифровых системах связи является бит. Пропускная способность канала связи зависит от скорости передачи информации, определяемой как количество бит переданных в единицу времени ($R = M \frac{\text{бит}}{\text{сек}}$), ширины полосы пропускания канала (W) и от соотношения сигнал/шум в приемнике адресата (S / N_0).

Предельная пропускная способность канала связи с аддитивным шумом определена Шенноном (С. Е. Shannon) и дается соотношением [7]

$$C = W \cdot \log_2 \left(1 + \frac{S}{W \cdot N_0} \right),$$

где C - измеряется в $\frac{\text{бит}}{\text{сек}}$, W - полоса частот в герцах, $N_0 \frac{\text{Вт}}{\text{Гц}}$ - спектральная плотность мощности белого шума.

Упрощенная топологическая схема спутниковой системы связи изображена на рис. 1.

3.

Система содержит две или более земных станций, один или более спутников связи, на которых размещены космические станции связи. Обмен/ передача данных между станциями осуществляется по линиям связи «земная станция 1 (2)- спутник связи- земная станция 2 (1).

Линии связи «земная станция – спутник связи» (линия связи вверх) и «спутник связи-земная станция» (линия связи вниз) используют различные частоты.

Системы спутниковой связи характеризуются следующими основными показателями.

Диапазоны частот линий связи вверх и вниз.

Добротность земных станций при работе на прием, определяемая как отношение коэффициента усиления приемной антенны к шумовой температуре станции.

Эквивалентная изотропно излучаемая мощность, определяемая как произведение мощности передатчика земной станции на коэффициент усиления передающей антенны.

Поляризация излучаемых и принимаемых электромагнитных колебаний.

Характеристики ретранслятора (транспондера) космической станции: параметрами приемопередающего тракта, числом частотных стволов, методами построения антенно-фидерного тракта).

Зона покрытия, под которой понимается часть поверхности земного шара, в которой обеспечивается достаточный уровень электромагнитного излучения от космической станции для приема информации с заявленным качеством.

Срок службы космической станции, под которым обычно понимается время, в течение которого спутник связи функционирует на заданной орбите с требуемыми параметрами.

Спутниковые системы связи сопровождаются службами в зависимости от их назначения.

Фиксированная спутниковая служба (ФСС) сопровождает земные станции, расположенные в фиксированных пунктах связи.

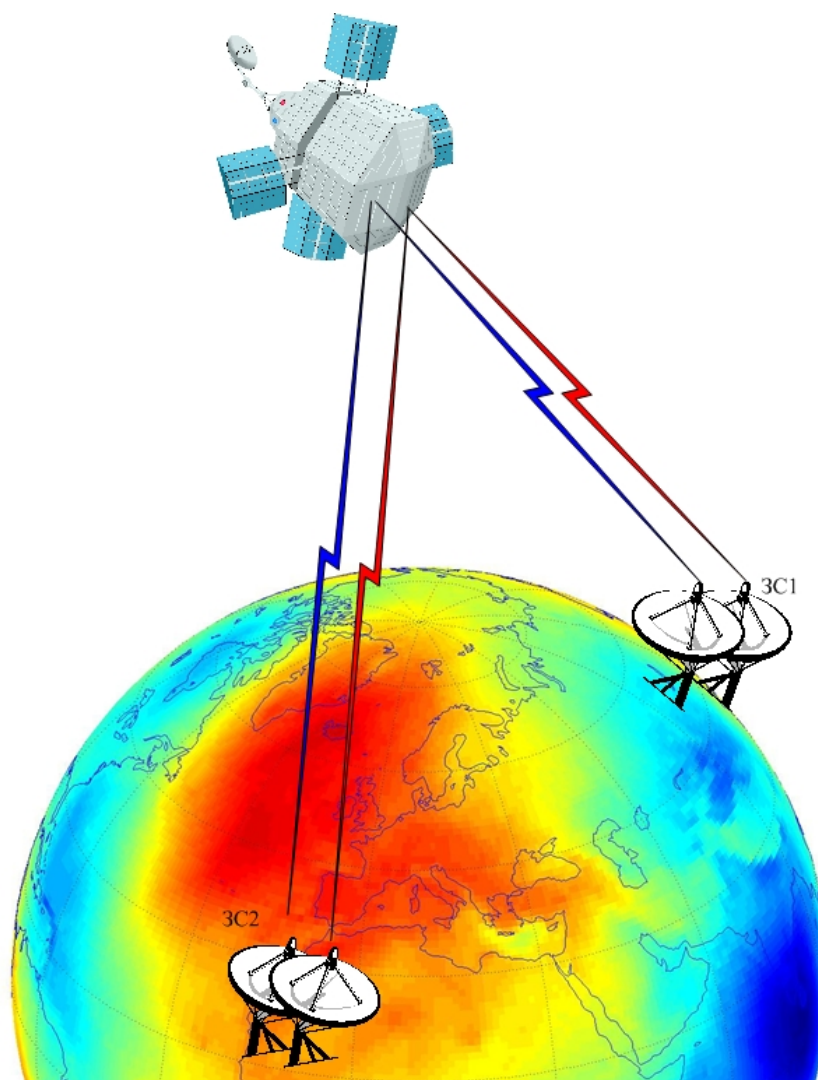


Рис. 1. 3. Упрощенная топологическая схема спутниковой системы связи

Подвижная спутниковая служба (ПСС) сопровождает связь между подвижными объектами и подразделяется на сухопутную, морскую и воздушные службы.

Радиовещательная спутниковая служба (РСС) сопровождает сигналы космических станций предназначенные для приема населением, включая и индивидуальный прием. При этом под термином радиовещательная подразумевается как телевизионное, так и звуковое вещание.

Полосы частот между различными спутниковыми службами регулируются Международным союзом электросвязи [6] и приведены в Регламенте радиосвязи. Согласно Регламента полосы радиочастот распределены между тремя районами: район 1- Европа, Африка, территория СССР, Монгольская народная республика; район 2- Северная и Южная Америка; район 3 Азия, Океания, Австралия.

Полосы частот для служб связи района 1 и служб, работающих на всемирной основе приводятся в таблица 1. 6.

Таблица 1. 3

| Полосы частот фиксированной спутниковой службы | |
|--|---|
| Полосы частот линии вниз (космос- земля) | Полосы частот линии вверх (земля- космос) |

| | |
|--|-------------------|
| 3400...4200 МГц | 5725.. 7075 МГц |
| 7250.. 7750 МГц | 7900...8400 МГц |
| 10.7...11.77 ГГц | 12.5...12.75 ГГц |
| 12.2...12.5 ГГц | 12.75...13.25 ГГц |
| 12.5...12.75 ГГц | 13.75...14.5 ГГц |
| 37.5...40.5 ГГц | 27.5...31 ГГц |
| | 42.5...43.5 ГГц |
| | 49.2...50.2 ГГц |
| Полосы частот подвижной спутниковой службы | |
| 137...137.825 МГц | 148...149.9 МГц |
| 400. 15...401 МГц | 406...406.1 МГц |
| 1525...1559 МГц | 1610...2010 МГц |

Полные сведения о распределении частот между службами и районами даются в [6].

Упрощенная структурная схема земной станции изображена на рис. 1.4.

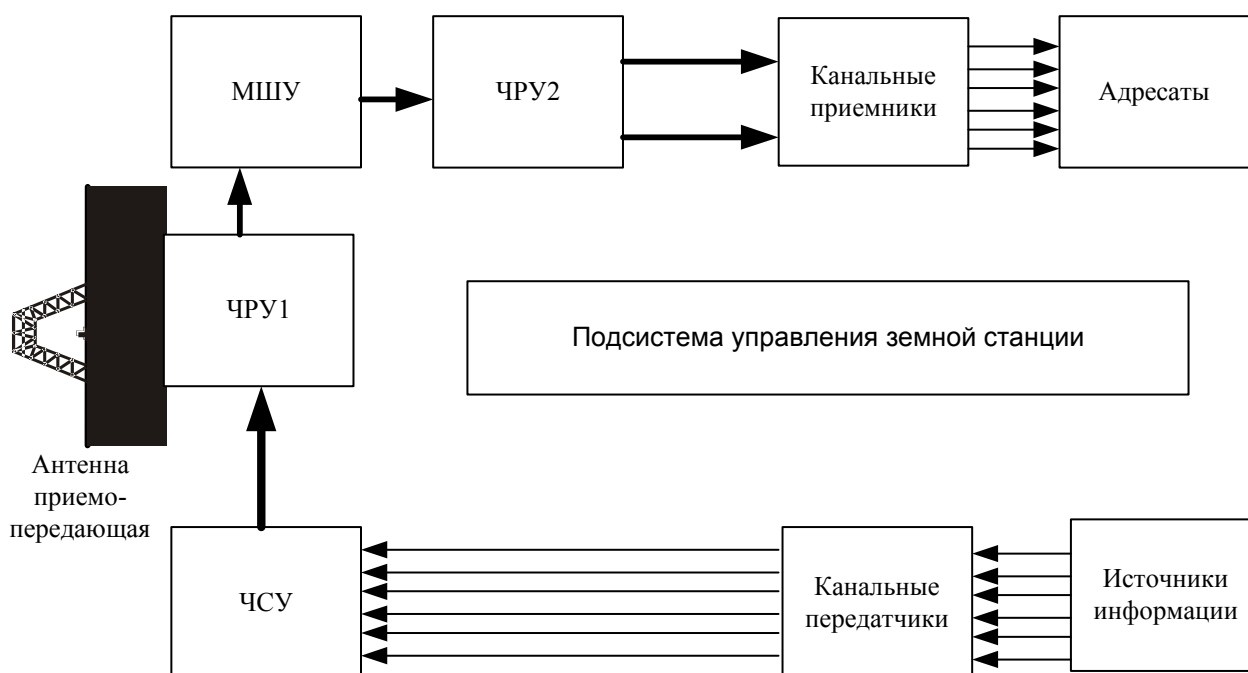


Рис. 1.4. Упрощенная структурная схема земной станции

Земная станция осуществляет передачу информации на космическую станцию, прием данных с космической станции для последующей передачи адресатам. В режиме передачи информация, которую необходимо передать адресатам форматируется в соответствующий протокол, преобразовывается в цифровую форму, кодируется. Закодированными цифровыми сигналами модулируются несущие частоты соответствующих каналов передатчиков. Сигналы канальных передатчиков суммируются частотно-суммирующим устройством (ЧСУ) и через частотно-разделительное устройство 1 (ЧРУ 1) поступают в антенну и излучаются в направлении антенной системы космической станции.

В режиме приема, данные с космической станции, принятые антенной через ЧРУ 1 поступают в малошумящий усилитель (МШУ), усиливаются, ЧРУ 2 распределяются по приемным каналам. В канальных приемниках данные демодулируются, декодируются и согласно при-

меняемым протоколам форматируются в информационные сообщения, предназначенные для адресатов.

Отметим, что ЧСУ работает в диапазоне частот, выделенных для линии связи «земная станция – спутник связи», ЧРУ 2 работает в диапазоне частот «спутник связи- земная станция», ЧРУ 1 разделяет частоты линий связи в верх и вниз. Содержание каждой составляющей на рис. 1.4 представляет достаточно сложные технические решение и самым существенным образом зависит от элементной радиоэлектронной базы.

Упрощенная структурная схема космической станции изображена на рис. 1.5.

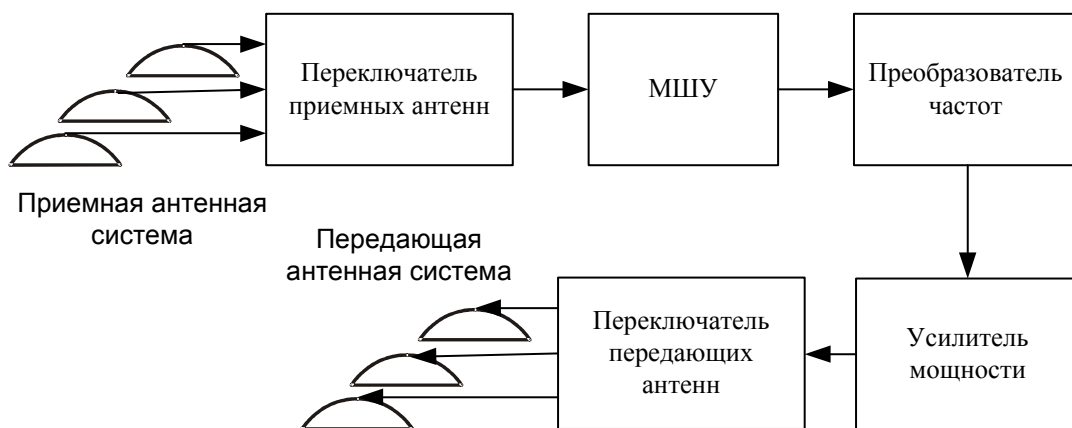


Рис. 1.5. Упрощенная структурная схема космической станции

Космическая станция, является ретранслятором сигналов земной станции. Космическая станция может иметь несколько приемных и передающих антенн, объединенных в антенные системы. Антенные системы могут принимать сигналы с заданных направлений узким или широким лучом. Передающие антенные системы излучают ретранслированный сигнал в расчетные области земной поверхности и околоземного пространства. Кроме того, антенные системы космической станции могут осуществлять межспутниковую связь.

В зависимости от режима работы, переключатель приемных антенн подключает соответствующую антенну, принятый сигнал на частоте, выделенной для линии связи «земная станция – спутник связи» усиливается МШУ преобразуется в сигнал с несущей частотой, выделенной для линии связи «спутник связи- земная станция», усиливается усилителем мощности, через переключатель поступает в передающую антенную системы и излучается в направление антенны земной (земных) станции.

Из принципиальных отличий спутниковых систем связи от традиционных можно выделить два. Первое состоит в том, что космическая станция- ретранслятор размещается на спутнике связи, который движется вокруг земли по определенной орбите. Второе отличие заключается в особенностях характеристик направленности антенных систем космических станций. Антенные системы КС должны создавать в определенных зонах земной поверхно-

сти плотность потока мощности достаточную для выделения полезного сигнала, содержащего информационные сообщения.

Орбиты спутников. Орбита спутника это траектория движения космического аппарата вокруг Земли. Спутники могут перемещаться по орбитам в экваториальной плоскости (экваториальная орбита); плоскостях, проходящих через оба полюса Земли (полярные орбиты); плоскостях, пересекающих экватор и центр масс Земли (наклонные орбиты). В зависимости от высоты над уровнем моря орбиты спутников классифицируют как низкие околоземные орбиты (low-earth orbit- LEO, высота 200- 2000 км), средняя околоземная орбита (medium Earth orbit – MEO, высота 5 -20 тыс. км), геостационарная орбита (Geostationary [Geosynchronous] Earth Orbit – GEO).

Орбиты спутников изображены на рис. 1.6. На рис. 1.6, а орбиты 5 и 3 полярные;

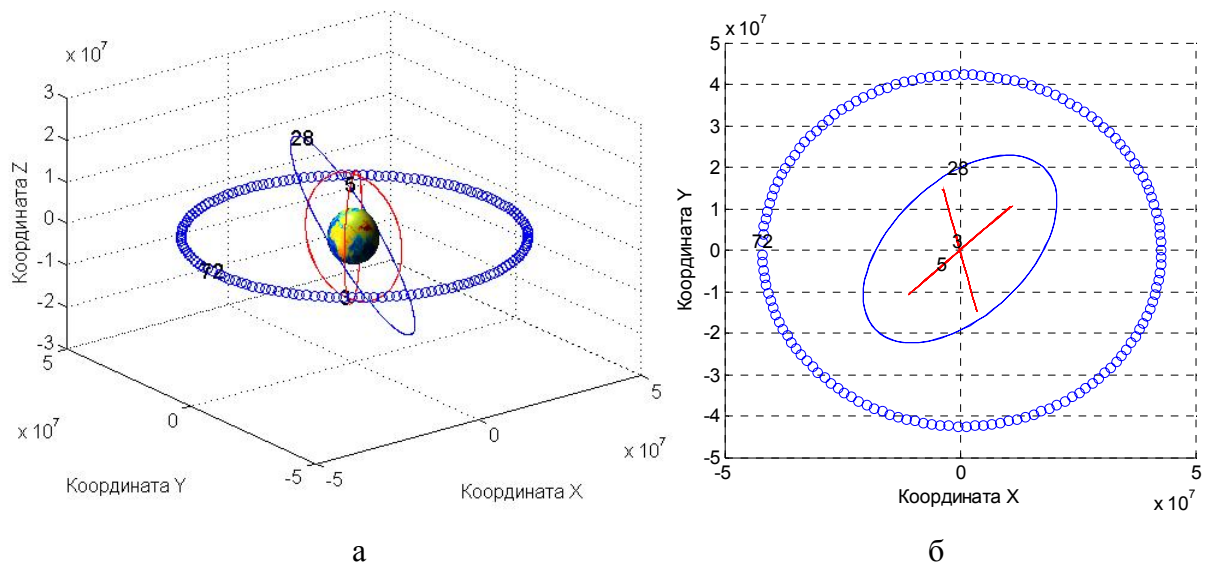


Рис. 1.6. Орбиты спутников: а- в системе координат XYZ, б- проекции орбит на плоскость XY (плоскость экватора Земли)

орбита 28- наклонная; орбита 72- геостационарная.

Характерной особенностью геостационарной орбиты является то, что спутник связи движется по ней с угловой скоростью, равной скорости вращения Земли. В результате такого движения спутник всегда находится над одной и той же точкой на поверхности Земли. Эта точка определяется пересечением линии, соединяющей центр масс Земли со спутником, с поверхностью Земли.

Период вращения спутника вокруг Земли определяется из третьего закона Кеплера. Аналитически третий закон Кеплера в поле тяготения Земли записывается следующим образом:

$$T^2 = 4\pi^2 \cdot \frac{a^3}{\mu}, \quad (1.1)$$

где

T - период вращения,

a - большая полуось орбиты спутника (радиус орбиты),

$\mu = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{M^3}{c^2}$ - геоцентрическая гравитационная постоянная Земли.

В качестве примера определим радиус орбиты геостационарного спутника. Один виток геостационарного спутника должен выполняться примерно за 24 часа. Из формулы (1.1) получаем

$$a = \left(\frac{T^2 \cdot \mu}{4\pi^2} \right)^{1/3}. \quad (1.2)$$

Подставив численные значения в формулу (1.2), получим $a = 42241097.73$ м. Если из полученного значения радиуса орбиты спутника вычесть радиус Земли (например, большую полуось эллипсоида равную 6378137.0 м), то высота орбиты геостационарного спутника над поверхностью Земли будет составлять 35862960.73 м.

1.1.6 Передача сигнала между космической и земной станциями, антенные системы

Передача сигналов между космической и земной станциями в обоих направлениях осуществляется посредством антенных систем. Антенна это устройство, которое преобразует электрические сигналы станций в электромагнитные волны. Эффективность антенн обычно определяют с помощью всенаправленного источника излучения изотропного излучателя. Изотропный излучатель это элемент, излучающий электромагнитные волны во всех направлениях.

На рис. 1. 7 изображен механизм изотропного излучения электромагнитных волн.

Изотропный элемент излучает электромагнитные волны во всех направления. По мере удаления от электромагнитных волн от излучателя интенсивность электромагнитного поля уменьшается. Изменение плотности потока мощности электромагнитного поля в зависимости от расстояния от излучателя подчиняется закону

$$P(R) = \frac{P_{ин}}{4\pi R^2}, [\text{Вт}/\text{м}^2],$$

где

$P(R)$ - плотность потока мощности электромагнитного поля на расстоянии R от изотропного излучателя;

$P_{ин}$, [Вт]- мощность излучения излучателя ;

$4\pi R^2$, [м²]- площадь поверхности сферы радиуса R .

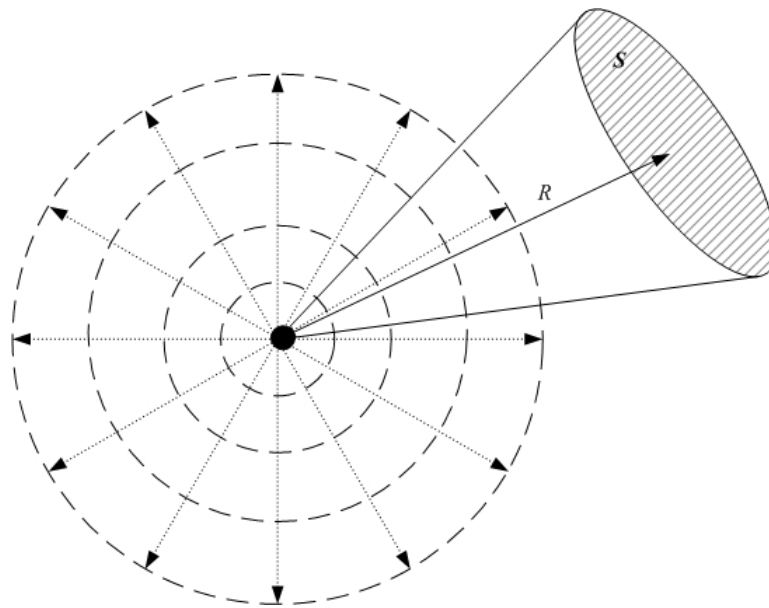


Рис. 1. 7. Изотропное излучение электромагнитных волн

При эффективной передаче электромагнитных колебаний нет необходимости излучать энергию во всех направлениях. Излучение должно проводиться в направлениях, где расположены приемные (приемная) антенны. Приемная антенна извлекает из электромагнитного поля, создаваемого передающей антенной мощность, пропорциональную площади антенны (или эффективной поверхности антенны). Для эффективной передачи электромагнитных колебаний должны использоваться антенные системы, обладающие свойствами направленного излучения. Антенны земных станций проектируются таким образом, чтобы формировать направленное излучение в направлениях спутников связи. Антенны космических станций должны обеспечивать покрытие заданных секторов земной поверхности с требуемой величиной плотности потока мощности, которая пропорционально зависит от мощности передатчика.

В качестве примера дадим оценку энергетическому потенциалу, создаваемому навигационным спутником GPS на поверхности Земли и околоземном пространстве. Обратимся к рис. 1.8, на котором изображено распределение электромагнитной энергии, излучаемой антенной системой спутника GPS на поверхности Земли. На рис. 1.8 обозначено: S - положение навигационного спутника на орбите; O - центр Земли; $З$ - положение антенны приемника потребителя для состояния, когда спутник находится в зените; M - положение антенны приемника потребителя для состояния, когда спутник находится на линии горизонта (минимальный угол видимости спутника); $П$ - положение антенны приемника потребителя между точками $З$ и M ; $Г$, N - линии горизонта и нормаль в точке $П$; E - угол видимости спутника потребителем; θ , φ - углы, отсчитываемые от нормали к апертуре передающей антенны спутника в направлениях к потребителю.

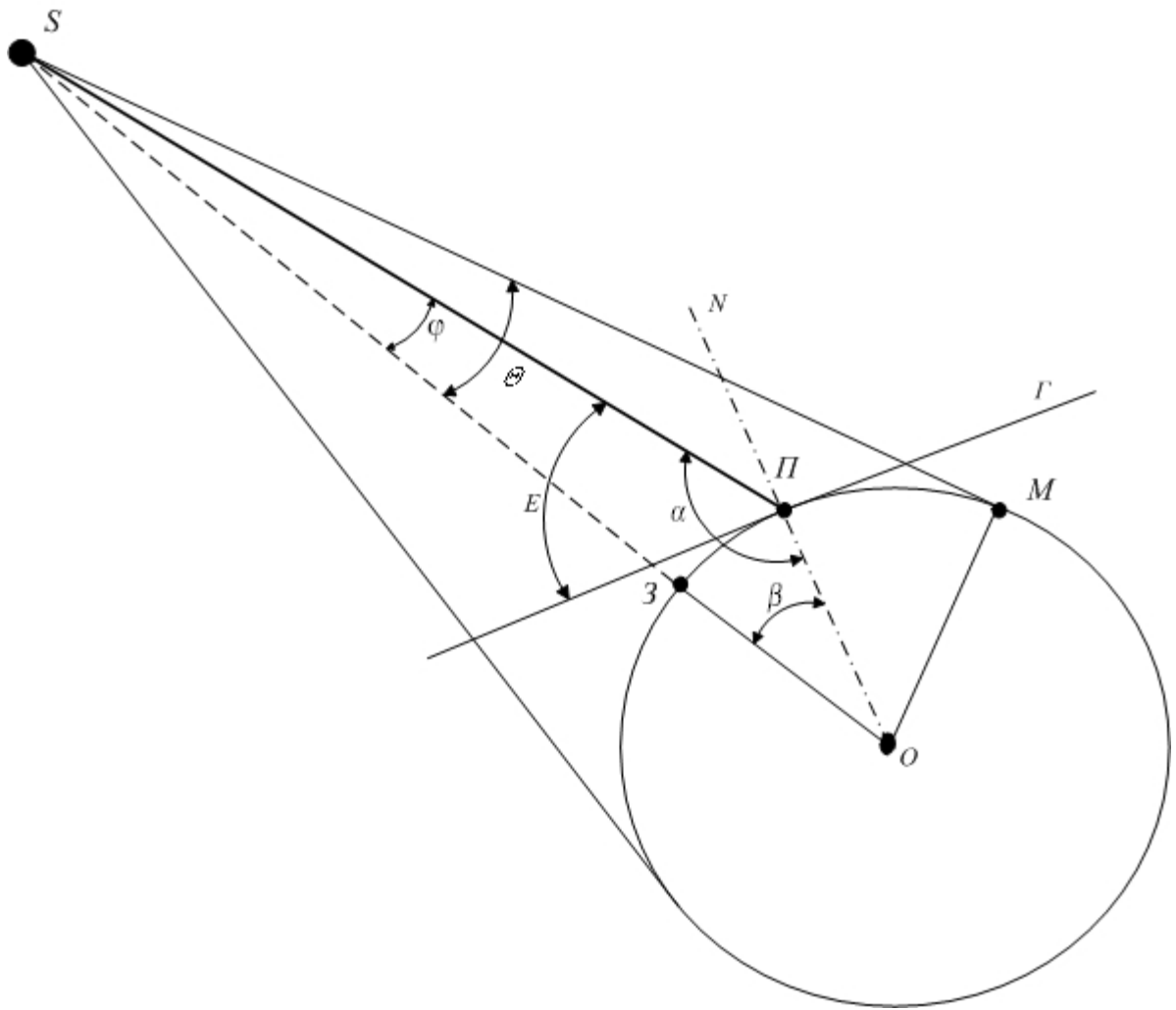


Рис. 1.8. Охват поверхности Земли электромагнитным излучением спутника GPS

Электромагнитный сигнал от навигационного спутника распространяется прямолинейно и формирует на Земле зону устойчивого приема. Границей этой зоны является линия, полученная перемещением точки M по поверхности Земли при вращении образующей конуса SM вокруг оси SO . Уровень сигнала в зоне приема зависит от мощности передатчика навигационного спутника, характеристик диаграммы направленности антенны навигационного спутника, расстояния от навигационного спутника до потребителя, потерь электромагнитной энергии в атмосфере. Рассмотрим эти составляющие.

При оценке составляющих поступим следующим образом. Сначала рассмотрим изменение интенсивности электромагнитного поля на поверхности Земли на интервале $M - Z$ и установим связь между углами E, φ при перемещении антенны потребителя из положений M в Z , затем вычислим потери энергии в атмосфере. В заключение сформируем диаграмму направленности антенны навигационного спутника, которая обеспечивает оптимальное распределение энергии электромагнитного поля в зоне действия.

При прямолинейном распространении электромагнитных волн их интенсивность по мере удаления от источника излучения изменяется обратно пропорционально квадрату расстояния. Средний радиус орбиты спутника $OS = 26561750$ м, радиус Земли $OZ = 6378137$ м. Используя эти данные из треугольника OSM определим SM и SZ . Расстояние $S\Pi$ и угол φ рассчитываются по формулам треугольника.

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \frac{\pi}{2} + E, \\ \sin \varphi &= \frac{OP \cdot \sin \alpha}{OS}, \\ \beta &= \pi - (\alpha + \varphi), \\ S\Pi &= \frac{OS \cdot \sin \beta}{\sin \alpha}. \end{aligned} \right\} \quad (1.3)$$

Потери мощности в свободном пространстве (в децибелах) рассчитываются по формуле:

$$P_{dB} = 10 \log \left(\frac{\lambda}{4\pi r} \right)^2, \quad (1.4)$$

где $\lambda = 0.1904$ м – длина волны электромагнитных колебаний, r – расстояние от источника излучения.

Угол θ с учетом (1.5) определяется из соотношения

$$\theta = \arcsin \frac{OM}{OS}. \quad (1.5)$$

Из выражений (1.3) и (1.5) определяется связь между углами E и φ , а по формуле (1.4), зная r рассчитывается неравномерность потерь мощности на поверхности Земли.

Результаты расчетов изображены на рис. 1.9 и рис. 1.10. Связь между углами E и φ иллюстрирует рис. 1.10, что будет использовано далее. Из данных рис. 1.9 следует, что на границе зоны облучения поверхности Земли из-за увеличения расстояния между навигационным спутником и потребителем потери мощности достигают -2.1 дБ при малых углах видимости; угол, при котором происходит облучение границы зоны составляет 13.8° . Если диаграмма направленности передающей антенны навигационного спутника будет иметь типичную форму для направленных антенн, то это приведет к еще большей неравномерности распределения электромагнитной энергии в зоне приема потребителя.

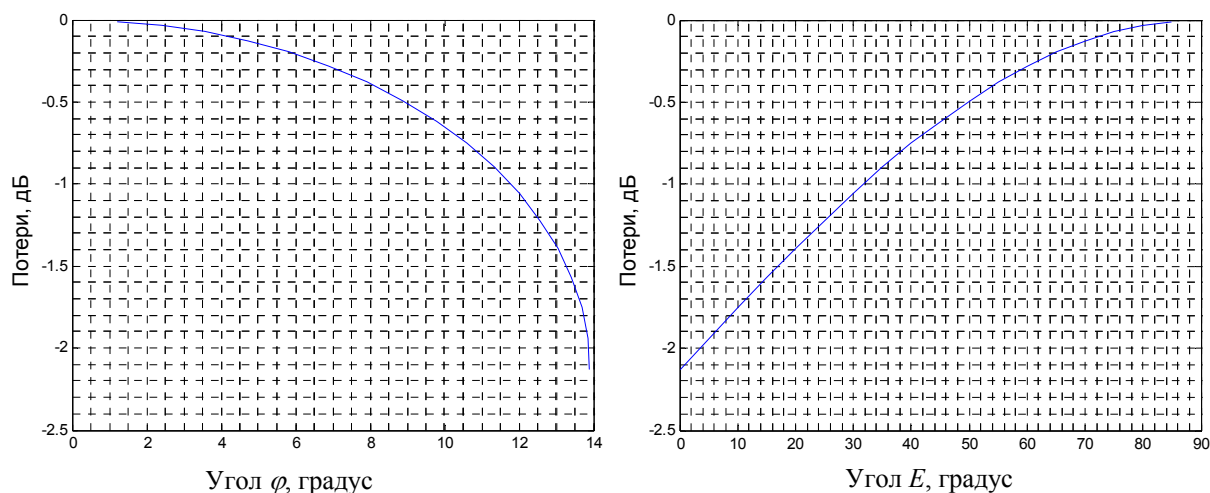


Рис. 1.9. Зависимость потерь от углов облучения поверхности Земли или видимости навигационного спутника

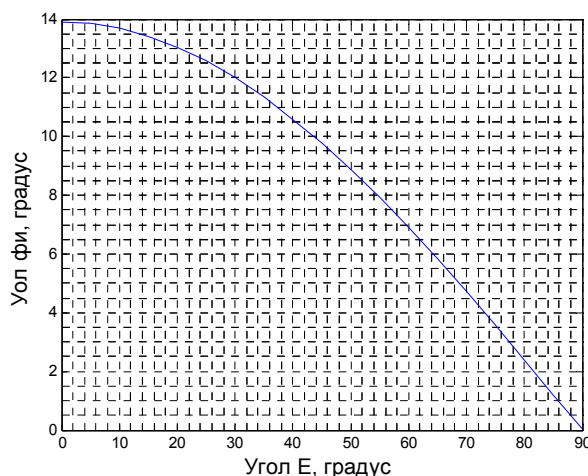


Рис. 1.10. Связь между углами E и ϕ

На

рис. 1.11 приведены зависимости составляющих неравномерности потерь в зоне приема от угла видимости при неоптимизированной антенне навигационного спутника. Представленные результаты показывают, что при неоптимизированной диаграмме направленности неравномерность распределения энергии в зоне приема превышает 6 дБ.

Для получения оптимального распределения электромагнитного поля в зоне устойчивого приема на навигационном спутнике GPS применяется антенная решетка, формирующая диаграмму направленности специальной формы [8, 9]. Упрощенная структура апертуры передающей антенны спутника GPS изображена на рис. 1.12.

Антенная решетка содержит 12 излучающих элементов расположенных на двух концентрических окружностях и образующих две подрешетки. Восемь излучающих элементов размещены на внешней окружности радиуса 438.82 мм (внешняя подрешетка), четыре – на внутренней окружности радиуса 162.4 мм (внутренняя подрешетка). Излучающим элемен-

том является спиральная антенна. Подрешетки возбуждаются противофазными электромагнитными волнами, формируемыми системами распределения мощности. Во внутреннюю четырехэлементную подрешетку поступает, примерно 90% мощности, подводимой к антенне в целом.

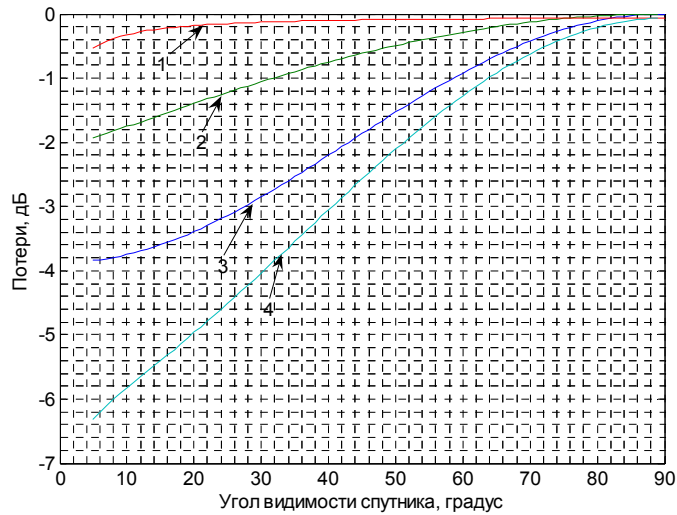


Рис. 1.11. Зависимость составляющих потерь от угла видимости: 1- потери в атмосфере, 2- потери из-за разницы расстояний от спутника до потребителя, 3- потери, обусловленные диаграммой направленности, 4- суммарная неравномерность потерь

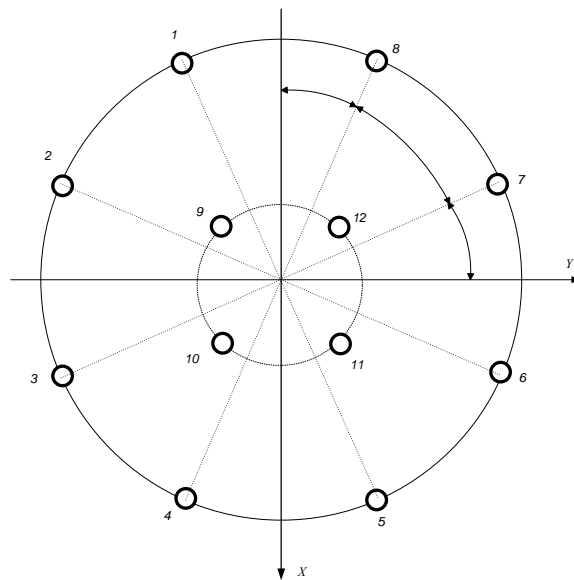


Рис. 1.12. Упрощенная структура апертуры передающей антенны спутника GPS

Упрощенный расчет диаграммы направленности антенной решетки может быть выполнен с помощью соотношений [10]:

$$\left. \begin{aligned} U_{\theta}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi) \cdot U_{\theta u}(\theta, \varphi); \\ U_{\varphi}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi) \cdot U_{\varphi u}(\theta, \varphi); \end{aligned} \right\} \quad (1.6)$$

где $U_{\theta}(\theta, \varphi)$, $U_{\varphi}(\theta, \varphi)$ и $U_{\theta u}(\theta, \varphi)$, $U_{\varphi u}(\theta, \varphi)$ - диаграммы направленности антенны и излучателя по полю в плоскостях θ и φ соответственно; $U_M(\theta, \varphi)$ - множитель антенной решетки; θ, φ - углы сферической системы координат : апертура антенной решетки лежит в плоскости X, Y и угол φ отсчитывается от оси X ; ось Z направлена по нормали к апертуре в сторону Земли и угол θ отсчитывается от оси Z , центр системы координат совпадает с центром концентрических окружностей на рис. 1. 12.

Множитель антенной решетки рассчитывается по выражению [10]:

$$U_M(\theta, \varphi) = \sum_{i=1}^{12} U_i \exp[jk(x_i \sin \theta \cdot \cos \varphi + y_i \sin \theta \cdot \sin \varphi + z_i \cos \theta)], \quad (1.7)$$

где U_i - амплитуда электромагнитной волны, возбуждающая i -тый излучатель; x_i, y_i, z_i - координаты фазового центра излучателя согласно рис. 1. 12.

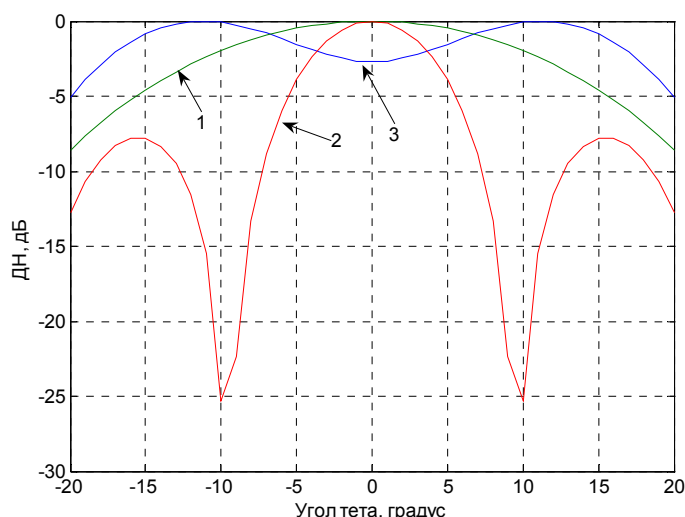


Рис. 1.13. Угловые зависимости множителей антенных решеток

Диаграмма направленности антенной решетки в основном определяется ее множителем. На рис. 1.13 изображены множители 4-х элементной внутренней подрешетки (линия 1), 8-ми элементной внешней подрешетки (линия 2) и результирующая 12 –ти элементной решетки (линия 3), рассчитанные по (1.6), (1.7)

Как видно рис. 1.13 в центре ДН сформирован провал, а при углах излучения, соответствующих периферии зоны обслуживания имеет место увеличение интенсивности излучения. При такой ДН неравномерность потерь в зоне действия составляет 2 дБ (рис. 1.14).

Таким образом, при оптимизации ДН передающей антенны навигационного спутника неравномерность потерь снижается более чем на 4 дБ. Согласно [11] интенсивность сигнала

в зоне видимости навигационного спутника на частоте $L1$ составляет (минус) 160 дБВт в центре и на периферии и (минус) 158 дБВт при угле видимости около 40° при приеме сигнала на линейно поляризованную всенаправленную антенну. Для более точного описания распределения энергии в зоне видимости необходимо применить строгие формулы для расчета ДН антенной решетки, учитывающие функцию направленности спирального излучателя и их взаимное влияние.

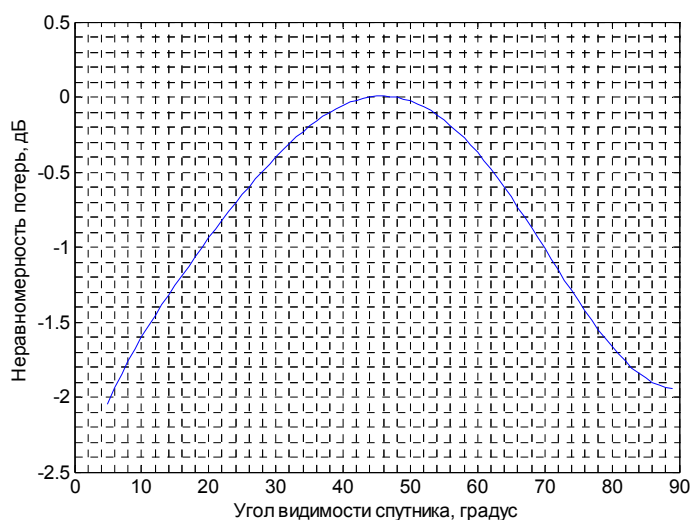


Рис. 1.14. Зависимость неравномерности потерь от угла видимости

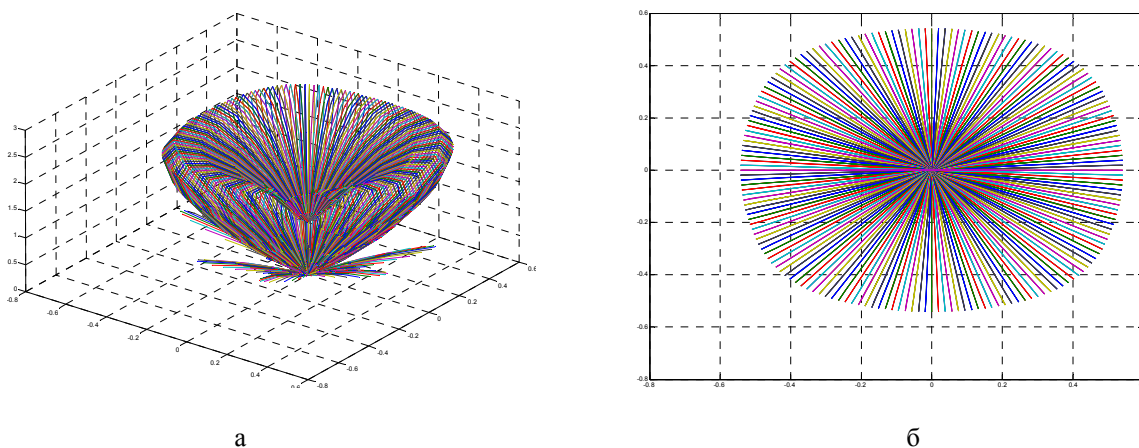


Рис. 1.15. ДН антенны навигационного спутника

Рис. 1.15, б по сути показывает зону облучения земной поверхности электромагнитным полем, генерируемым на навигационном спутнике.

Пространственная ДН антенной решетки навигационного спутника и ее проекция на плоскость $ху$ изображена на рис. 1.15.

1.2 Навигация

1.2.1 Основные термины и определения

Навигация – наука о способах выбора пути и методах вождения морских (речных) судов, летательных и космических аппаратов, решающая задачи выбора оптимального маршрута, определения местоположения, скорости, направления и других параметров движения объекта [12].

Задачи навигация непосредственно связаны с движением транспортных средств воздушных, морских (речных) судов, железнодорожного и автомобильного транспорта.

Авиаперевозки осуществляются в воздушном пространстве по определенным правилам и процедурам, которые регламентируются международными и национальными документами [13].

Движение морских судов осуществляется в водах, ограниченных свободой маневра (гавани, подходы к портам), других водах (акваториях морей, океанов), а также по внутренним водным путям (озера, искусственные водоемы, реки и другое) [14].

Под воздушным пространством, в котором перемещаются воздушные суда, понимается район заданных размеров, где должны выдерживаться требуемые навигационные характеристики. Воздушное пространство каждого государства определенным образом структурировано, разделено по высоте поверхностями параллельными Земле, между которыми проложены маршруты. Перемещение воздушного судна из одного пункта с известными координатами в другой выполняется различными методами наведения. Так, например, зональная навигация (RNAV) определяется как метод навигации, позволяющий воздушному судну выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах границ, заданных определенным образом.

Движение воздушных судов осуществляется в воздушном пространстве определенных размеров с буквенными обозначениями классов A-G, в пределах которых могут выполняться конкретные виды полетов, определены правила полетов и процедуры обслуживания воздушного движения [15]. Контролируемое воздушное пространство в виде коридора, ограниченного соответствующими координатными поверхностями, называется воздушной трассой.

Движение воздушных судов обеспечивается сигналами наведения, вырабатываемыми оборудованием, размещенным на земле, в космическом пространстве и на воздушном судне. В самом общем виде процесс движения воздушного судна может быть представлен в виде следующих стадий:

а) движение воздушного судна по аэродрому от места стоянки до точки отпускания тормозов на ВПП;

б) вылет- этап полета от точки отпускания тормозов до точки, в которой воздушное судно входит в воздушное пространство, обозначенное и контролируемое соответствующим типом RNP;

в) полет по маршруту – движение воздушного судна в воздушном пространстве, обозначенном и контролируемом соответствующими типами RNP для полета по маршруту;

г) заход на посадку- этап полета, начинающийся после завершения предыдущей стадии полета (полета по маршруту, нахождения в зоне ожидания) и заканчивающийся на относительной или абсолютной высоте принятия решения (для категории ПС у порога ВПП);

д) посадка – этап полета, заканчивающийся после пробега ВС по ВПП;

е) движение воздушного судна по аэродрому до места стоянки.

Проекция траектории движения воздушного судна на поверхность земли, направление которой в любой ее точке обычно выражается в градусах угла, отсчитываемого от северного направления (истинного, магнитного или условного меридианов) называется линией пути.

Аэронавигационные данные – координатно-временная информация необходимая для обеспечения обслуживания воздушного движения на всех стадиях полета. Аэронавигационные данные подразделяются на три категории:

- критические данные (риск потери целостности данных 10^{-8}), под которыми понимается, что применение искаженных данных при продолжении полета с большой вероятностью может привести к катастрофе;

- важные данные (риск потери целостности данных 10^{-5}), под которыми понимается, что применение искаженных данных при продолжении полета с малой вероятностью может привести к катастрофе;

обычные данные (риск потери целостности данных 10^{-3}), под которыми понимается, что применение искаженных данных при продолжении полета с очень малой вероятностью может привести к катастрофе.

Качество данных. Степень или уровень вероятности того, что предоставленные данные отвечают требованиям пользователя данных с точки зрения точности, разрешения и целостности.

Точность навигационных данных основывается на 95% доверительном интервале. Навигационные данные подразделяются на съемочные, расчетные и объявленные. Требования к качеству некоторых аэронавигационных данных приведены в таблица 1. 4 и [16]

Качество навигационных данных

| Широта и долгота | Точность тип данных | Разрешение | | Риск потери целостности категория данных |
|---|--------------------------------------|-------------------|-----------|---|
| | | при публикации | карты | |
| Точки границ района полетной информации, районов P, R, D (вне границ СТА/СТЗ) | 2 км или 1 м. миля объявленные | 1 мин | | 10^{-3} обычные |
| Точки границ районов P, R, D (внутри границ СТА/СТЗ); границ СТА/СТЗ | 100 м расчетные | 1 сек | 1 сек | 10^{-5} важные |
| Маршрутные навигационные средства и кон- трольные точки, пункт ожидания, точки STAR/SID, препятствия на маршруте | 100 м съёмочные или расчетные | | | |
| Контрольная точка аэродрома (вертодрома) | 30 м съёмочные | 1 сек | | 10^{-3} обычные |
| Навигационные средства аэродрома (верто- дрома), препятствия | 3 м съёмочные | 0.1 сек | 0.1 сек | 10^{-5} важные |
| Контрольные точки конечного захода на по- садку, образующие схему захода на посадку | 3 м съёмочные расчетные | 0.1 сек | 1 сек | 10^{-5} важные |
| Порог, окончание, точки осевой линии ВПП, | 1 м съёмочные | 0.01 сек | 1 сек | 10^{-8} критические |
| Место ожидания у ВПП | 1 м съёмочные | 0.01 сек | 1 сек | 10^{-8} критические |
| Точки осевой линии РД | 0.5 м съёмочные | 0.01 сек | 0.01 сек | 10^{-5} важные |
| Точки стоянки воздушных судов пункты про- верки INS | | | | 10^{-3} обычные |
| Геометрический центр TLOF, пороги FATO для вертодромов | 1 м съёмочные | 0.01 сек | 1 сек | 10^{-8} критические |
| Границы перрона | | 0.1 сек | | 10^{-3} обычные |
| Превышение аэродрома (вертодрома), волна геоида WGS-84 в точке превышения, порог ВПП или FATO (при неточных заходах на посадку), волна геоида WGS-84 на пороге ВПП, FATO, геометрическом центре TLOF (при неточных заходах на посадку) | 0.5 м 1 фут съёмочные | 1 м (фут) | 1 м (фут) | 10^{-5} важные |

| Широта и долгота | Точность тип данных | Разрешение | | Риск потери целостности категория данных |
|--|---------------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---|
| | | при публикации | карты | |
| Порог ВПП или FATO, волна геоида WGS-84 на пороге ВПП или FATO, в геометрическом центре TLOF (для точных заходов на посадку) | 0.1 м 0.1 фут съёмочные | 0.1 м или 0.1 фут | 0.1 м или 0.1 фут | 10 ⁻⁸ критические |
| Относительная высота пересечения порога ВПП (для точных заходов на посадку) | 0.1 м 0.1 фут расчётные | 0.1 м или 0.1 фут | 0.1 м или 0.1 фут | 10 ⁻⁸ критические |
| Препятствия | 0.1 - 1 м 0.1 - 1 фут съёмочные | 0.1 - 1 м или 0.1 - 1 фут | 0.1 - 1 м или 0.1 - 1 фут | 10 ⁻⁵ важные |
| Дальномерное оборудование (DME) | 3 м (100 фут) съёмочные | 30 м (100 фут) | 30 м (100 фут) | |
| Абсолютная высота схемы захода на посадку по приборам | 5 м или 10 фут расчётные | 5 м или 10 фут | согласно Дос 8168 | 10 ⁻⁵ важные |
| Минимальные абсолютные высоты | 50 м или 100 фут расчётные | 50 м или 100 фут | 50 м или 100 фут | 10 ⁻³ обычные |
| Склонение ОБЧ - навигационной станции, используемой для технической настройки | 1° съёмочные | 1° | - | 10 ⁻⁵ важные |
| Магнитное склонение NDB | 1° съёмочные | 1° | - | 10 ⁻³ обычные |
| Магнитное склонение аэродрома (вертодрома), фазового центра антенны курсового радиомаяка ILS и азимутальной антенны MLS | 1° съёмочные | 1° | 1° | 10 ⁻⁵ важные |
| Пеленг | Точность тип данных | Разрешение | | Риск потери целостности категория данных |
| | | при публикации | карты | |
| Участки воздушных трасс маршрутов прибытия (вылета) | 1° расчётные | 1° | 1° | 10 ⁻³ обычные |
| Контрольные точки на маршруте и в районе аэродрома | 0.1° расчётные | 0.1° | 0.1° | |

| | | | | |
|---|--|-----------------------------|---------------------------|--|
| Контрольные точки схемы захода на посадку по приборам | 0.1° расчетные | 0.01° | 0.1° | 10 ⁻⁵ важные |
| Выставление пеленга курсового радиомаяка ILS, нулевого азимута MLS, | 0.01° съемочные | 0.01° | 1° | |
| Широта и долгота | Точность тип данных | Разрешение | | Риск потери целостности категория данных |
| Пеленга ВПП и FATO | 0.01° съемочные | 0.01° | 1° | 10 ⁻³ обычные |
| Длина участков воздушных трасс | 0.1 км или 0.1 м. мили расчетные | 0.1 км или 0.1 м. мили | 1 км или 1 м. мили | 10 ⁻³ обычные |
| Расстояния между контрольными точками на маршруте и в районе аэродрома | | | 0.1 км или 0.1 м. мили | |
| Длина участков прибытия вылета | 0.01 км или 0.01 м. мили расчетные | 0.01 км или 0.01 м. мили | 1 км или 1 м. мили | 10 ⁻⁵ важные |
| Расстояние между контрольными точками схемы захода на посадку по приборам | | | 0.2 км или 0.1 м. мили | |
| Длина ВПП, FATO, размеры TLOF, длина концевой полосы торможения, располагаемые посадочная дистанция, длина пробега, дистанция взлета, дистанция прерванного взлета | 1 м или 1 фут съемочные | 1 м или 1 фут | 0.5 м | 10 ⁻⁸ критические |
| Расстояние между антенной курсового радиомаяка ILS, азимутальной антенной MLS и концом ВПП; антенной глиссадного радиомаяка, угломестной антенной MLS и порогом ВПП | 1 м или 1 фут расчетные | 1 м или 1 фут | как нанесены | 10 ⁻³ обычные |
| Расстояние между маркерами ILS, фазовыми центрами антенн DME ILS, DME/P MLS и порогом ВПП | | | | 10 ⁻⁵ важные |

Примечания:

1) control area; CTA (диспетчерский район; CTA Контролируемое воздушное пространство, простирающееся вверх от установленной над земной поверхностью границы.)

2) standard instrument arrival; STAR (стандартный маршрут прибытия по приборам)

3) standard instrument departure; SID (стандартный маршрут вылета по приборам)

4) touchdown and lift-off area; TLOF (зона приземления и отрыва для вертолетов)

5) final approach and take-off area; FATO (зона конечного этапа захода на посадку и взлета)

Полет воздушного судна – процедура движения воздушного судна, выполняемая в соответствии с правилами полета по приборам (ППП) или правилами визуального полета (ПВП).

Зона приземления. Участок ВПП за ее порогом, предназначенный для первого касания ВПП приземляющимися самолетами.

Контрольная точка аэродрома. Точка, определяющая географическое местоположение аэродрома.

Единицы измерения. Большинство задач, решаемых в навигации, связаны с измерениями и определениями расстояний, скоростей и углов. Для определения этих величин ИКАО предоставляет государствам право применять единицы измерений из международной системы SI, а также несистемные, известив об этом ИКАО. В основе международной системы единиц SI устанавливаются следующие основные единицы:

- единица длины метр (*м*, m);
- единица массы килограмм (*кг*, kg);
- единица времени секунда (*сек*, s);
- сила тока ампер (*а*, A);
- единица измерения температуры градус Кельвина (*°К*, K°);
- единица силы света свеча (*св*, cd);

и дополнительные единицы:

- единица измерения плоского угла радиан (*рад*, rad);
- единица измерения телесного угла стерадиан (*стер*, sr).

Производные единицы, например, площадь, объем, скорость, угловая скорость, ускорение, угловое ускорение и др. выражаются через основные и дополнительные единицы, масштаб которых равен единице. Так угловое ускорение представляется как

$$\text{рад/сек}^2 = (1 \text{ рад}) / (1 \text{ сек})^2.$$

Кратные и дольные единицы измерений в системе SI образуются с помощью множителей таблица 1. 5.

Кратные и дольные множители системы SI

| Значения кратности и дольности | Название приставки | Обозначения буквенные | |
|---|--------------------|-----------------------|-----------------------|
| | | Кириллица | Латинские (греческие) |
| $1\ 000\ 000\ 000\ 000\ 000\ 000 = 10^{18}$ | иксе (exa) | | E |
| $1\ 000\ 000\ 000\ 000\ 000 = 10^{15}$ | пета (peta) | | P |
| $1\ 000\ 000\ 000\ 000 = 10^{12}$ | тера (tera) | <i>T</i> | T |
| $1\ 000\ 000\ 000 = 10^9$ | гига (giga) | <i>G</i> | G |
| $1\ 000\ 000 = 10^6$ | мега (mega) | <i>M</i> | M |
| $1\ 000 = 10^3$ | кило (kilo) | <i>κ</i> | k |
| $100 = 10^2$ | гекто (hecto) | <i>ε</i> | h |
| $10 = 10^1$ | дека (deca) | <i>δα</i> | da |
| $0.1 = 10^{-1}$ | деци (deci) | <i>δ</i> | d |
| $0.01 = 10^{-2}$ | санти (centi) | <i>с</i> | c |
| $0.001 = 10^{-3}$ | милли (milli) | <i>м</i> | m |
| $0.000\ 001 = 10^{-6}$ | микро (micro) | <i>мк</i> | μ |
| $0.000\ 000\ 001 = 10^{-9}$ | нано (nano) | <i>н</i> | n |
| $0.000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-12}$ | пико (pico) | <i>п</i> | p |
| $0.000\ 000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-15}$ | фемто (femto) | <i>φ</i> | f |
| $0.000\ 000\ 000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-18}$ | атто (atto) | <i>а</i> | a |

Помимо единиц измерения системы SI в авиационной и морской навигации используют единицы измерения, традиционно применяемые в процессе развития навигации (таблица 1. 6).

Таблица 1. 6

Единицы измерения расстояний и скоростей

| Предмет измерения | Единица измерения | Обозначения буквенные | |
|--------------------------------|---------------------------------|-----------------------|-----------------------|
| | | Кириллица | Латинские (греческие) |
| Расстояние (длина) | миля морская | <i>м. миля</i> | NM |
| | миля сухопутная (уставная) | | SM |
| | кабельтов | <i>кб</i> | |
| | дюйм | <i>дюйм</i> | in |
| Короткое расстояние | метр | <i>м</i> | m |
| Высота | метр | <i>м</i> | m |
| Высота | фут | <i>фут</i> | ft |
| Скорость полета горизонтальная | километр/час | | |
| | узел | <i>уз</i> | kt |
| | число Маха | | |
| Скорость полета вертикальная | метр/секунда | <i>м/сек</i> | m/s |
| Скорость полета вертикальная | фут/минута | <i>фут/м</i> | ft/min |
| Плоский угол | радиан | <i>рад</i> | rad |
| Плоский угол | градус минута секунда (угловые) | <i>° ' "</i> | |
| | | <i>" "</i> | <i>" "</i> |
| Плоский угол | румб | | |
| Время | секунда | <i>сек</i> | s |
| Время | год | - - | year |
| | месяц | - - | month |
| | неделя | - - ч | week |
| Температура | градус Цельсия | <i>°C</i> | °C |
| | градус Кельвина | <i>°K</i> | °K |

Дадим определения некоторых единиц измерения и приведем формулы и коэффициенты связи между несистемными единицами и системой SI.

Морская миля определяется как длина одной минуты дуги меридиана эллипсоида Красовского на широте $44^{\circ}18'$.

Кабельтов - 0.1 морской мили.

Узел - скорость равная одной морской миле в час.

Число Маха – безразмерная величина, равная отношению скорости движения объекта к скорости распространения звука. "Метод *числа Маха*" применяется при выдаче диспетчерских разрешений на выдерживание определенной скорости движения воздушного судна в виде числа Маха для обеспечения требуемого продольного эшелонирования воздушных судов, летящих в одном и том направлении или выполняющие набор (снижение) высоты до одного и того же эшелона.

Радиян - плоский центральный угол между двумя радиусами окружности, вырезающими дугу, равную длине радиуса.

Градус – плоский центральный угол между двумя радиусами окружности, вырезающими дугу, равную $1/360$ части длины окружности.

Румб - плоский центральный угол между двумя радиусами окружности, вырезающими дугу, равную $1/24$ части длины окружности.

Связь между радианной и градусной мерами измерения углов устанавливается с помощью пропорции

$$\begin{aligned} \pi \text{ рад} &\leftrightarrow 180^{\circ} \\ X \text{ рад} &\leftrightarrow N^{\circ} \end{aligned} \quad (1.8)$$

$$\begin{aligned} \pi \text{ рад} &\leftrightarrow 180^{\circ} \\ M \text{ рад} &\leftrightarrow Y^{\circ} \end{aligned} \quad (1.9)$$

Из решений (1.8 - 1.9) определяются угол X в радианах, если N в градусах и угол Y в градусах, если M задан в радианах, соответственно

$$\begin{aligned} X &= \frac{\pi \cdot N}{180} \\ Y &= \frac{180 \cdot M}{\pi} \end{aligned} \quad (1.10)$$

Если учесть, что в одном градусе 60 минут или 3600 секунд, то один градус, одну угловую минуту и одну угловую секунду в радианах получим из (1.10)

$$1^{\circ} = \frac{\pi}{180},$$

$$1' = \frac{\pi}{108} \cdot 10^{-2},$$

$$1'' = \frac{\pi}{648} \cdot 10^{-3}.$$

Связь между другими единицами измерения расстояния приводится в таблица 1. 7.

Таблица 1. 7

Связь между единицами измерения расстояний

| | миля морская | миля сухопутная | фут | дюйм | кабельтов | метр |
|-----------------|-------------------------|--------------------------|--------------------------|---------------------------|--------------------------|----------|
| миля морская | 1.0 | 1852/1609.344 | 1852/0.348 | 1852/0.0254 | 10 | 1852 |
| миля сухопутная | $\frac{1609.344}{1852}$ | 1.0 | $\frac{1609.344}{0.348}$ | $\frac{1609.344}{0.0254}$ | $\frac{1609.344}{185.2}$ | 1609.344 |
| фут | $\frac{0.348}{1852}$ | $\frac{0.348}{1609.344}$ | 1.0 | $\frac{0.348}{0.0254}$ | $\frac{0.348}{185.2}$ | 0.348 |
| дюйм | $\frac{0.0254}{1852}$ | | | 1.0 | | 0.0254 |
| кабельтов | | | | | 1.0 | 185.2 |
| метр | 1/1852 | 1/1609.344 | 1/0.348 | 1/0.0254 | 1/185.2 | 1.0 |

Отметим, что расстояния более 4000 м, как правило, измеряются в километрах морских милях, короткие расстояния – в метрах, высоты – в футах.

1.2.2 Навигационные характеристики

Навигационные характеристики систем аэронавигационного обслуживания (АНО) определяются, как совокупность средств связи, навигации и наблюдения, обеспечивающие надлежащий уровень безопасности полетов авиации в пределах функционирования системы АНО [17].

В связи с тем, что воздушные суда оснащаются аппаратурой зональной навигации (RNAV), использование которой позволяет внедрить гибкую систему маршрутов, а также по ряду других соображений ИКАО приняло концепцию требуемых навигационных характеристик (RNP) [18].

Внедрение RNP позволит обеспечить воздушным судам определение своего местоположения в строго определенном районе воздушного пространства с требуемой точностью. Это даст возможность эффективно использовать воздушное пространство. Тип RNP представляет собой показатель точности навигационных характеристик в пределах определенного воздушного пространства и включает погрешности навигационного датчика, бортового

приемника, аппаратуры отображения данных, техники пилотирования и обозначает, что с вероятностью 95% траектория воздушного судна не будет выходить за указанные пределы во время выполнения полета.

Некоторые типы RNP для полета по маршруту приведены в таблица 1. 8.

Таблица 1. 8

Типы RNP для полета по маршруту

| Тип RNP | Границы района воздушного пространства | |
|----------|--|--------------|
| | км | морские мили |
| RNP 1 | ±1.85 | ±1.0 |
| RNP 4 | ±7.4 | ±4.0 |
| RNP 5 | ±9.25 | ±5.0 |
| RNP 10 | ±18.5 | ±10.0 |
| RNP 12.6 | ±23.3 | ±12.6 |
| RNP 20 | ±37.0 | ±20.0 |

Приведенные в таблица 1. 8 типы RNP определяют минимальную точность навигации, которая должна обеспечивается с учетом установленного уровня удерживания (рис. 1.16).

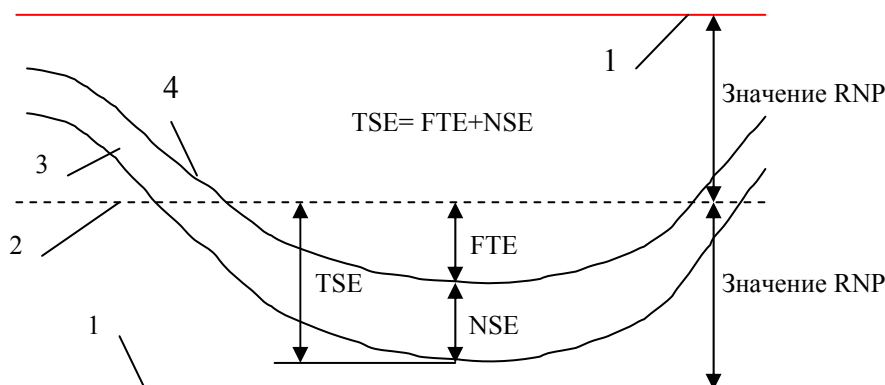


Рис. 1.16. Характеристики погрешностей навигационной системы в горизонтальной плоскости: 1- поверхности удерживания (тип RNP), 2 – желаемая траектория движения ВС, 3 – истинное положение ВС, 4 – расчетное положение ВС, TSE – общая погрешность навигационной системы, FTE – погрешность из-за техники пилотирования, NSE – погрешность навигационной системы

Типы RNP для полета по маршруту, этапов захода на посадку, посадки и вылета определяется в показателях требуемой точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности обслуживания (рис. 1. 17).

Как правило, на маршруте типы RNP содержат требования к показателю точности характеристик только в горизонтальной плоскости. Типы RNP (табл. 1. 6) для этапов захода на посадку и посадки требуют соответствующее выдерживание траектории в горизонтальной и вертикальной плоскостях и обозначаются как RNP L/H, где L – отклонение от линии заданного пути в горизонтальной плоскости (*м. мили*), H- то же в вертикальной плоскости (*футы*).

Типы RNP для заходов на посадку

| Тип RNP | Границы района воздушного пространства | |
|-------------|---|--|
| | в горизонтальной плоскости (м. мили) | в вертикальной плоскости (футы) |
| RNP 0.003/z | ± 0.003 | $\pm z$ (для категории III) |
| RNP 0.01/15 | ± 0.01 | ± 15 (для категории II) |
| RNP 0.02/40 | ± 0.02 | ± 40 (для категории I) |
| RNP 0.03/50 | ± 0.03 | ± 50 (для RNAV/VNAV при SBAS или GBAS) |
| RNP 0.3/125 | ± 0.3 | ± 125 (для RNAV/VNAV при SBAS или вы- сотомере) |

Рассмотрим понятия точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности применительно к составляющим RNP (рис. 1. 17)..

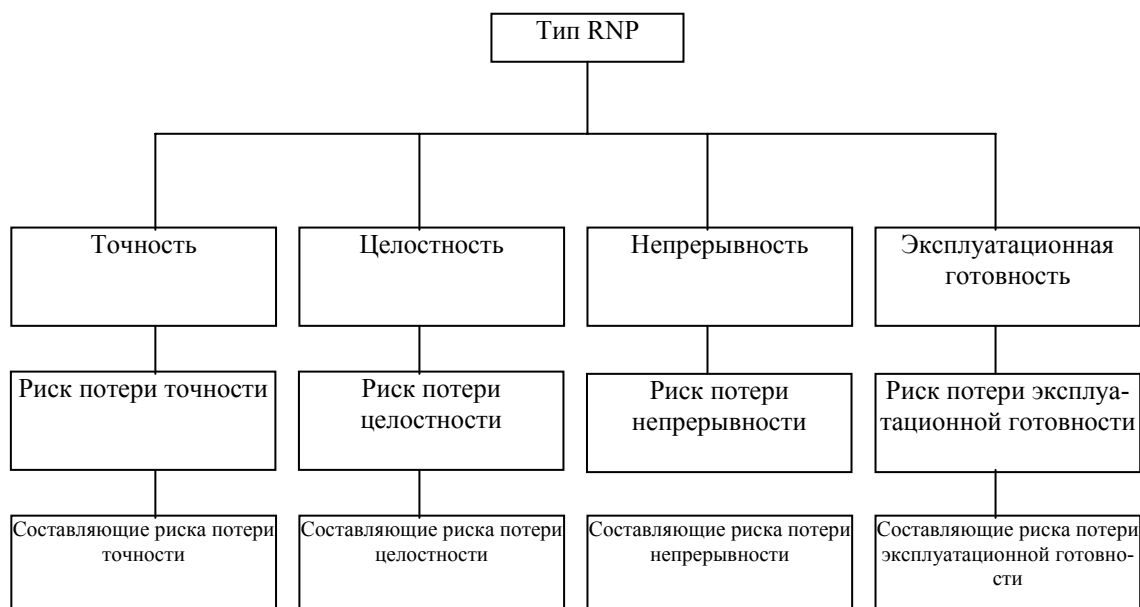


Рис. 1. 17. Составляющие RNP

Точность- степень соответствия расчетного или измеренного местоположения и (или) скорости платформы в данный момент времени истинному местоположению или скорости. Точность обеспечения радионавигации выражается в виде статистической меры погрешности системы и указывается как:

прогнозируемая - точность местоположения относительно земных географических или геодезических координат;

повторяемая - точность, с которой пользователь может возвратиться в местоположение, координаты которого были измерены в предшествующий момент времени той же навигационной системой;

относительная - точность, с которой пользователь может определить одно местоположение относительно другого независимо от любой погрешности определения соответствующих истинных местоположений.

Точность использования системы - сочетание погрешностей навигационного датчика, бортового приемника, погрешности отображения и погрешности пилотирования.

Непрерывность- способность системы функционировать без перерывов с заданными рабочими характеристиками в течение заданного периода. Характеризуется соответствующей вероятностью.

Целостность- мера доверия, относящаяся к правильности информации выдаваемой системой в целом, и включает в себя способность системы обеспечивать пользователя своевременным и достоверным предупреждением (например, срабатыванием сигнализации) в тех случаях, когда система не должна использоваться для намеченной операции или этапа полета.

Эксплуатационная готовность - определяется долей времени, в течение которого система, используемая для навигации, обеспечивает надежную навигационную информацию экипажу, автопилоту или другим системам, управляющим полетом воздушного судна.

Точность, целостность, непрерывность, эксплуатационная готовность есть вероятностными характеристиками. Они оцениваются через понятия рисков:

риск потери точности определяется вероятностью того, что при отсутствие отказов навигационной системы совокупность ошибок присущая ее функциям может превысить предел погрешности, установленный для поверхности выдерживания;

риск потери целостности – вероятность превышения пределов погрешности навигационной системы из-за отказа навигационной функции, не выявленной системой контроля;

риск потери непрерывности – вероятность превышения пределов поверхности выдерживания из-за контролируемого отказа во время критического периода захода на посадку;

риск потери эксплуатационной готовности – вероятность того, что требуемое наведение ВС навигационной системой не может быть выполнено при начале планируемой операции.

1.2.3 Морская навигация

Для безопасного мореплавания ИМО был создан стандарт, предъявляющий требования к точности вождения морских судов (резолюция А529). При движении морских судов в дру-

гих водах со скоростью менее 30 узлов требования к точности определения координат задаются расстоянием d от навигационной опасности, допустимой погрешности определения текущего местоположения судна равной $0.04d$, но не более 4 м. миль, погрешностью определения местоположения судна (95%) и допустимым временем плавания судна по счислению. Требования приведены в таблица 1. 10.

Счислением координат (пути) морского судна (счисление) называется вычисление текущих координат от известных координат по времени, курсу, скорости с учетом влияния ветра и течения.

Навигационная опасность - обнаруженные препятствия, несудоходные глубины, границы опасных и запретных районов, нанесенные на карту.

Таблица 1. 10

Определение допустимого времени плавания по счислению

| Расстояние от судна до навигационной опасности (м. мили) | Допустимая погрешность определения текущего местоположения судна (м. мили, 95%) | Погрешность определения местоположения (м. мили, 95%) | | | | |
|--|---|---|------|-----|-----|-----|
| | | 0.1 и менее | 0.25 | 0.5 | 1 | 2 |
| | | Допустимое время плавания по счислению (МИН) | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| 10 | 0.4 | 12 | 9 | - | - | - |
| 20 | 0.8 | 28 | 27 | 22 | - | - |
| 30 | 1.2 | 48 | 47 | 44 | 27 | - |
| 40 | 1.6 | 72 | 71 | 68 | 56 | - |
| 50 | 2.0 | 100 | 99 | 97 | 87 | - |
| 60 | 2.4 | 132 | 131 | 129 | 120 | 73 |
| 70 | 2.8 | 168 | 167 | 165 | 157 | 118 |
| 80 | 3.2 | 208 | 207 | 206 | 198 | 162 |
| 90 | 3.6 | 252 | 251 | 250 | 242 | 210 |
| 100 и более | 4.0 | 300 | 300 | 298 | 291 | 260 |

Таблица применяется следующим образом. При известных расстоянии до навигационной опасности (колонка 1 таблица 1. 10) и погрешности определения местоположения в колонках 3...7 таблица 1. 10 определяется допустимой время плавания по счислению пути. Например, навигационная опасность находится на расстоянии 50 м. миль, погрешность определения местоположения 1 м. миль, тогда согласно табл. допустимое время плавания по счислению должно быть менее 87 минут и затем необходимо проводить определение местоположения судна.

1.3 Наблюдение

1.3.1 Тенденций развития систем наблюдения

Помимо систем связи и навигации важной составляющей будущей аэронавигационной системы (CNS/ATM) являются системы наблюдения. Различают несколько видов реализации наблюдения за воздушными судами, а именно: независимое наблюдение, совместное наблюдение и автоматическое зависимое наблюдение (ADS).

Независимое наблюдение реализуется посредством первичных радиолокаторов, которые осуществляют обнаружение воздушных судов, определение дальности и азимута. Радиолокаторы обзора летного поля используются для обнаружения и определения местоположения самолетов и наземных транспортных средств на взлетно-посадочных полосах и рулежных дорожках. Характерной особенностью развития службы наблюдения является уменьшение использования первичных обзорных радиолокаторов.

Совместное наблюдение основывается на использовании вторичных обзорных радиолокаторов для определения местоположения (плановых координат) воздушного судна, присвоенного кода и, в большинстве случаев, барометрической высоты путем запроса бортового ответчика. Широкое распространение (в США и других странах) получили бортовые транспондеры типа Mode 3/A и Mode 3/C, отличия между которыми заключаются в том, что транспондер типа Mode 3/C сообщает помимо кода воздушного судна еще и его барометрическую высоту. Значительно более совершенными являются транспондеры типа Mode-S, которые обеспечивают воздушному судну еще и канал передачи данных.

Автоматическое зависимое наблюдение основывается на беззапросной передаче в наземные системы информации о местоположении воздушного судна, его скорости, ближайших путевых точках и другой информации посредством той или иной линии передачи данных. Иногда автоматическое зависимое наблюдение подразделяют на адресуемое автоматическое зависимое наблюдение (ADS-A) и автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания (ADS-B). В документах ИКАО под ADS понимается именно ADS-A.

Адресуемое автоматическое зависимое наблюдение (ADS-A) представляет собой форму ADS для полетов над океанами и реализуется посредством установленной на воздушных судах аппаратуры FANS-1/A, цифровые сигналы с которой через геостационарные спутники ИНМАРСАТ и наземные станции спутниковой системы направляются через те или иные наземные линии передачи данных в адресуемый аэропорт или авиакомпанию. В настоящее время ADS-A используется воздушными судами ряда авиакомпаний на океанических маршрутах. Но в подавляющем случае для определения местоположения самолетов на океаниче-

ских маршрутах используется аналоговая высокочастотная связь, поставщиком которой обычно выступает корпорация ARINC.

Автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания (ADS-B) использует для передачи информации в наземные системы линии связи "воздух-земля" ОВЧ – диапазона.

В настоящее время в воздушном пространстве континентальной части земной поверхности наблюдение воздушных судов осуществляется первичными и вторичными радиолокаторами. И если запланировано в США и Европейском союзе уменьшение, начиная с 1999 г., использования первичных радиолокаторов с целью наблюдения воздушных судов, то вторичные радиолокаторы останутся до 2007-2010 г.г. основным средством наблюдения в воздушном пространстве США и стран Центральной Европы [19, 20, 21].

Однако для стран Европы, в которых плотность воздушного движения значительно меньше, чем в Центральной Европе и США, весьма привлекательным является вариант раннего внедрения ADS-B, а не весьма затратный вариант со вторичными радиолокаторами с запросчиками типа Mode-S, поскольку стоимость аппаратуры ADS-B существенно меньше.

Внедрение линий передачи данных "воздух-земля" ОВЧ – диапазона наряду с достаточными и надежными бортовыми навигационными системами (например, приемники GNSS, работающие в дифференциальном режиме) позволяет предоставлять информацию наблюдения в тех районах, в которых такой вид обслуживания как наблюдение в нынешней инфраструктуре не предусмотрен, и в тех районах, где внедрение вторичных радиолокаторов считается трудным, неэкономичным или даже невозможным. При осуществлении функции ADS-B в целях организации воздушного движения с борта воздушного судна автоматически передается по линии передачи данных информация, полученная от бортовых навигационных систем. Как минимум, эта информация должна содержать данные о местоположении в четырех измерениях. Данные ADS-B будут использоваться автоматизированными системами УВД для представления информации диспетчеру. Помимо районов, в которых единственным видом информации о движении являются донесения пилотов о местоположении, ADS-B будет полезным и в других районах, включая районы с высокой плотностью воздушного движения, где эту информацию можно использовать в качестве дополнительной и/или резервной к данным вторичного обзорного радиолокатора и тем самым уменьшить зависимость от первичного радиолокатора. Следует подчеркнуть, что автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания обеспечивает две дополнительные возможности, которые отсутствуют в случае первичного и вторичного обзорных радиолокаторов. Первая из них заключается в том, что при надлежащем выборе типа линии передачи ОВЧ – диапазона для воздушных судов, оборудованных аппаратурой ADS-B, возникает возможность получать на экранах

CDTI (cockpit display traffic information) изображение окружающего воздушного пространства путем приема сигналов ADS-B других воздушных судов, оборудованных аппаратурой ADS-B. В результате резко уменьшается вероятность столкновения самолетов. Вторая возможность заключается в том, чтобы в сочетании со средствами дифференциальной спутниковой навигации обеспечивать представление диспетчером информации о местоположении воздушных судов и других транспортных средств на поверхности аэродрома.

Достоинства ADS-B на основе линии передачи данных обусловили выполнение широкомасштабных проектов странами Северной Европы (Швеция, Дания, Германия), обеспечивающее раннее (с 2003 г.) реальное внедрение ADS-B [22, 23]. Первым из них был проект NEAN (North European ADS-B Network), начавшейся в 1995 г. и оконченный в 1998 г. Однако предварительные работы по разработке ADS-B начались в 1992 г. с экспериментов по оптимальному выбору характеристик линии передачи данных для трансляции информации с воздушного судна [21]. По результатам исследований выбор был сделан в пользу линии передачи VDL mode 4, характерными особенностями которой являются следующие:

способ доступа – самоорганизующийся множественный доступ с разделением времени (self – organizing access – STDMA);

диапазон частот – 108-137 МГц;

полоса частот канала – 25 КГц;

вид модуляции – гауссовская частотная манипуляция (GFSK).

скорость передачи данных – 19200 бод.

Выбор VDL mode 4 или VDL mode 3 обусловлен следующими причинами [21]:

- VDL mode 4 обеспечивает возможность отображения на CDTI информации ADS-B, включая ASAS, а также TIS-B, FIS-B, GNSS дополнение, CPDLC и другие и обеспечивает возможность цифровой связи по линии "воздух-воздух". Что касается VDL mode 3, то для нее невозможна связь по линии "воздух-воздух", так как обязательно требуется наземная станция;

- VDL mode 4 поддерживает все виды применений линии передачи данных, а VDL mode 3 не поддерживает связи по линии "воздух-воздух" и неприемлема для критических отношений времени за исключением областей с очень низкой плотностью воздушного движения;

- VDL mode 2 и VDL mode 3 имеют более низкую емкость и требуют более широкой полосы частот по сравнению с VDL mode 4;

- VDL mode 2 очень быстро перегружается, в отличие от VDL mode 4.

Проект NEAN финансировался Европейской Комиссией, и в процессе его выполнения была разработана и развернута сеть из 25-ти STDMA / VDL mode 4 наземных станций, а

также бортовая аппаратура и аппаратура наземных транспортных средств, что обеспечило возможность оценить решение с помощью сетки NEAN задач навигации, связи и наблюдения (CNS). Сеть наземных станций NEAN обеспечивает согласующееся перекрытие большей части Северной Европы. Наземные станции обмениваются данными с воздушными судами и наземными пользователями. В результате выполнения проекта NEAN достигнута его главная цель – создание инфраструктуры для реализации автоматического зависимого наблюдения с режимом радиовещания на основе VDL mode 4. Другие европейские проекты, использующие такие же концепции и технологии, а именно: The North Atlantic ADS-B Network (NAAN), the East European Prototype ADS-B Network (EEPAN) расширили инфраструктуру NEAN на большую часть Европы, включая страны Прибалтики и прилегающие к ним области России и охватывают воздушное пространство от Стокгольма до Италии. Главными участниками вышеупомянутых проектов были Deutsche Flugsicherung (DFS), the Swedish, Doings, Ice landing, Italy, Lateran and Irish Civil Aviation Administration, ГОС НИИ авиационных систем и ГОС НИИ Аэронавигации (Россия), Scandinavian Airlines (SAS), Frankfurt Airport, Alitalia, Eurocontrol и др.

Полученные при выполнении вышеупомянутых проектов позитивные результаты обеспечили основу долговременной стратегии для продолжения работ вплоть до внедрения ADS-B на различных этапах полета. Эта стратегия оформлена в виде NEAM update program (NUP) программы [23].

Программа НИР реализуется в два этапа. Первый этап с 1999 г. по 2001г. и второй этап с июля 2001г. по 2005г. Цель второго этапа НИР заключается в том, чтобы довести базисное на ADS-B применение до предэксплуатационного уровня. Состав участников расширен за счет EADS-B/Airbus STNA/DGBAS/Sofreavio (Франция). EADS-B/Airbus выполнила технический анализ необходимых модификаций кабины самолета, установок антенн, интеграции ADS-B с архитектурой современных самолетов. Разработаны также HMI (human-machine interface) и RFI (request for information) для производителей авионики. Параллельно разработаны (к маю 2001г.) наземные станции (5 штук) способные осуществлять функции ADS-B, TIS-B, FIS-B (ATIS,RVR), а также дифференциальной GNSS, т.е. фактически интегрирующие функции систем связи, навигации и наблюдения. Эти станции будут установлены в Швеции, Дании, Германии, Франции для проверки эффективности интеграции аппаратуры CNS.

Второй этап НИР должен закончиться аттестацией (validation) инфраструктуры. Темпы введения в эксплуатацию будут разными в разных странах. Наибольшая активность имеет место в Швеции и России. В Швеции реализуется программа по развертыванию сети из 23 наземных станций, которые будут установлены в каждом, контролируемом гражданской

авиацией аэропортах до 2005 г. В России еще в январе 1998 г. ФСАТ, Государственная корпорация АТМ России, Государственное НИИ «Аэронавигация» и Государственное НИИ Авиационных систем приняли совместное решение о проведении экспериментальных работ в области разработки аппаратуры VDL mode 4 в интересах ADS-B и других служб обеспечения воздушного движения. По результатам экспериментов в октябре 1999г. ФСАТ России принял решение (подписан приказ), согласно которому с 1.10.2005 года начинается применение ADS-B в гражданской авиации в качестве средства управления воздушным движением.

Существуют два основных типа систем наблюдения за подвижными объектами: системы зависимого наблюдения и системы независимого наблюдения. Независимое наблюдение осуществляется наземной системой, которая определяет местоположение воздушного судна, например, с помощью радиолокатора, который измеряет дальность до воздушного судна и его азимут. В системах зависимого наблюдения данные о местоположении воздушного судна вычисляются на борту с помощью бортового навигационного оборудования и передаются по каналу связи органу управления воздушным движением (УВД).

В приложении 10 определено, что автоматическое зависимое наблюдение в режиме радиовещания (ADS-B) есть метод наблюдения, при котором воздушные суда автоматически передают по линии передачи данных радиовещательного типа информацию, полученную с бортовых навигационных систем и систем определения местоположения, включая опознавательный индекс воздушного судна, местоположение в четырех измерениях и, при необходимости, дополнительные данные.

Автоматическое зависимое наблюдение воздушных судов интенсивно внедряется различными государствами. Значительное внимание этой функции уделяется ИКОО и ЕВРО-ОНТРОЛем.

В Швеции на базе VDL режима 4 внедрено ADS-B. На первом этапе внедрения обеспечивались наблюдение в районах, не охваченных радиолокаторами и наблюдение за движением транспортных средств по поверхности аэродрома.

В России планируется создание сети наземных станций ADS-B на базе VDL режима 4. Государственная служба гражданской авиации России приняла концепцию и программу поэтапного внедрения ADS-B. В России ведется сертификация разработанного оборудования для автоматического зависимого наблюдения.

Усовершенствованный метод автоматического зависимого наблюдения, называющийся ADS-B (автоматическое зависимое наблюдение в режиме В) подразумевает периодическую передачу цифровых данных о координатах и времени ВС нескольким воздушным и органам АТМ.

1.3.2 Структуры систем наблюдения

Структура системы зависимого наблюдения при полете воздушных судов в областях недоступных для радиолокаторов (полет ВС над океаном) изображена на рис. 1.18.

Функционирование системы осуществляется следующим образом. Воздушные суда определяют свое местоположение и время с помощью спутниковой системы радионавигации. Полученные данные через космическую станцию, размещенную на спутнике связи передаются на земную станцию по каналам связи «воздух- спутник связи- земная станция». При необходимости с земной станции на ВС передаются данные по каналам связи «земная станция- спутник связи- воздушное судно». Если ВС оборудованы аппаратурой передачи данных в ОБЧ диапазоне (например, VDL mode 4), то на борту ВС может быть получена информация о взаимном расположении ВС, находящихся в зоне видимости связных радиоэлектронных средств.

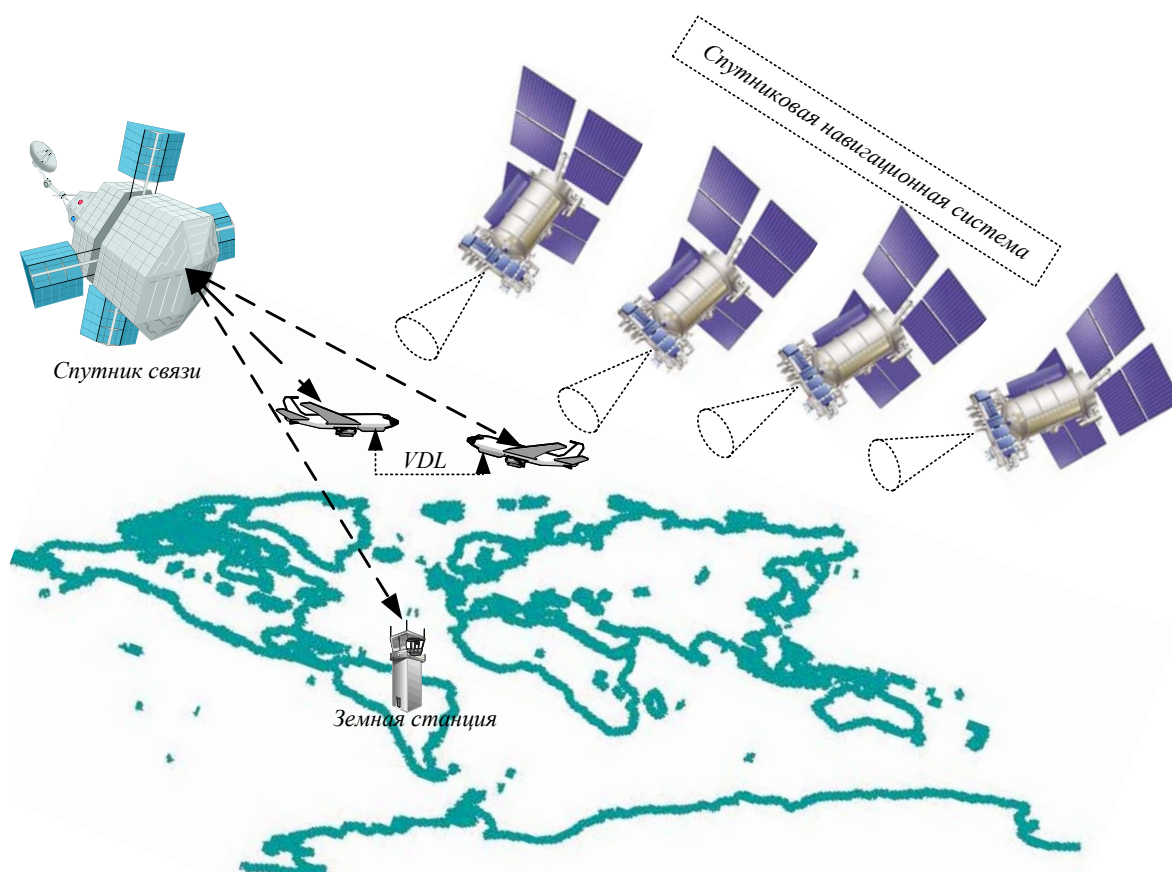


Рис. 1.18. Структура системы автоматического зависимого наблюдения при полете ВС над океаном

Структура системы автоматического зависимого наблюдения в зоне аэродрома изображена на рис. 1.19.

Воздушные суда определяют свое местоположение с помощью спутниковой системы навигации и наземного функционального дополнения типа GBAS. Сообщения GBAS вырабатываются контрольно – корректирующей станцией (ККС) и по радиоканалу «Данные ККС» передаются на борт воздушного судна. После решения навигационной задачи бортовая аппа-

ратура связи по ОБЧ каналу («данные VDL») передает наземным службам данные о местоположении и при необходимости другую служебную информацию.

Автоматическое зависимое наблюдение применяется не только для воздушных судов, но для наблюдения за транспортными средствами на поверхности аэродрома. В настоящее время проводятся интенсивные исследования по усовершенствованию системы управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS). Одним из направлений усовершенствования A-SMGCS является применение в качестве датчика координат транспортных средств спутникового навигационного приемника.

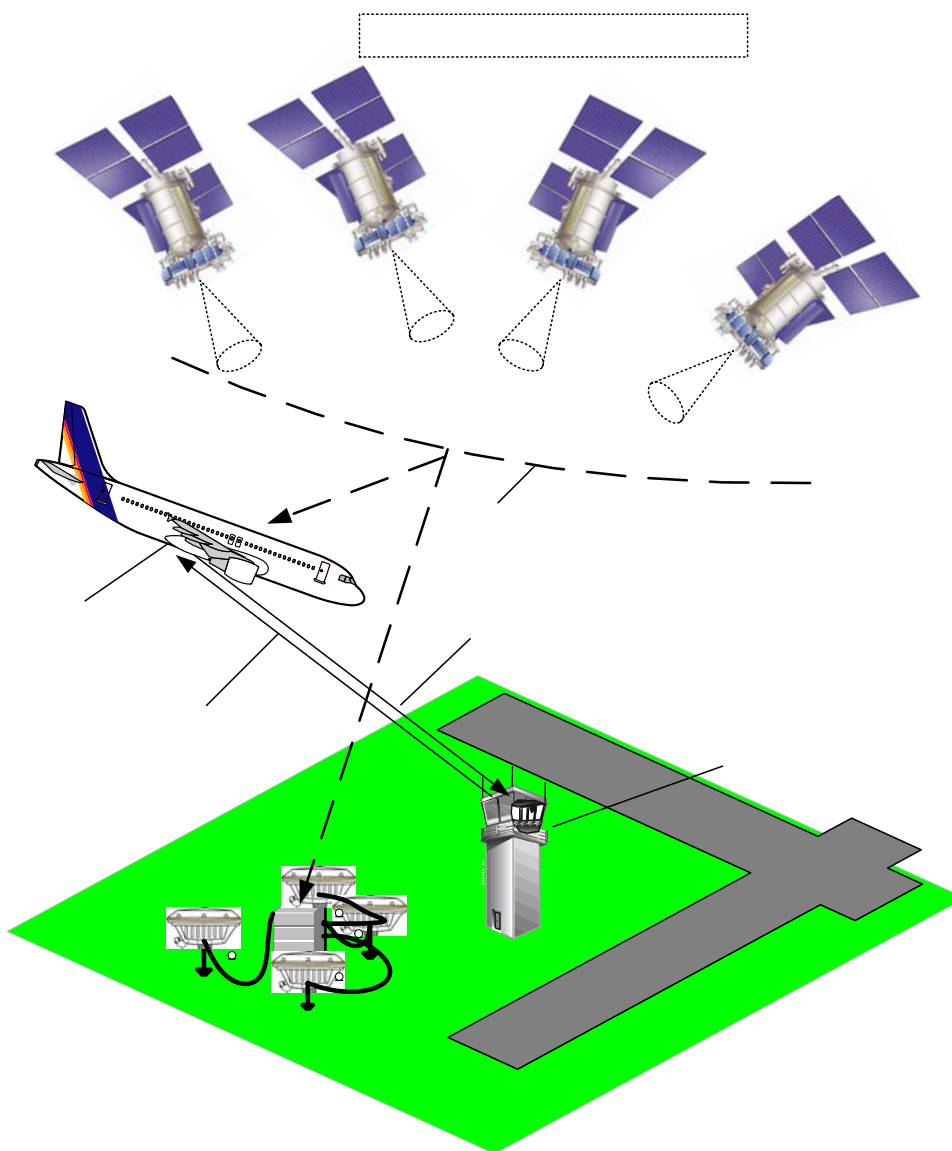


Рис. 1. 19. Структура системы автоматизированного зависимого наблюдения в зоне аэродрома

Структура АЗН за транспортными средствами на поверхности аэродрома изображена на рис. 1. 20. Транспортные средства, обслуживающие воздушные суда, оснащены спутниковыми навигационными приемниками и аппаратурой передачи данных. Координаты каждого

транспортного средства в реальном времени передаются по радиоканалу на пульт диспетчера. У диспетчера имеется электронная карта аэродрома, на которую в автоматическом режиме с заданным темпом отображаются координаты всех транспортных объектов и другая служебная информация, имеющая отношение к процедурам контроля и управления наземным движением.

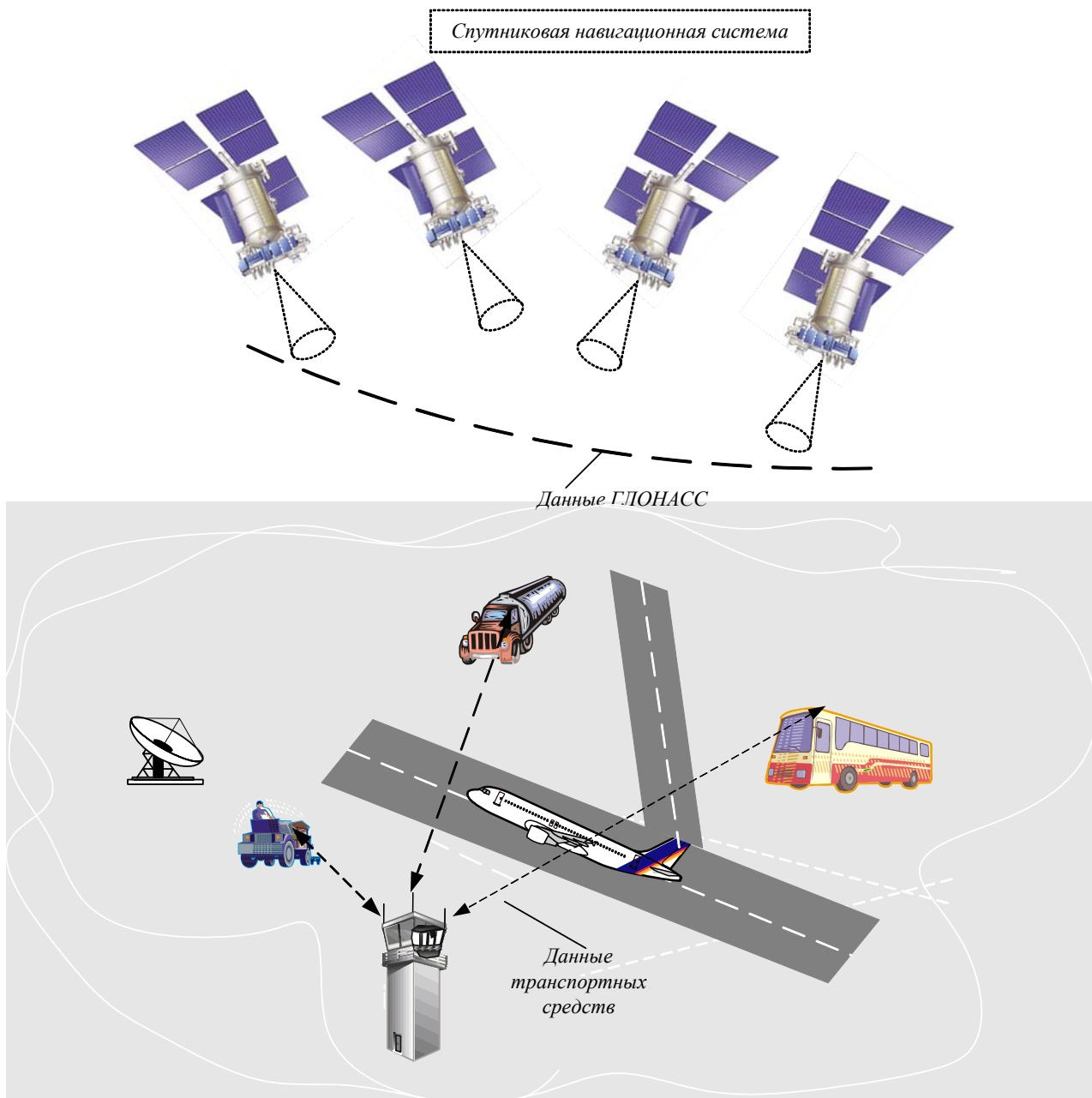


Рис. 1. 20. Структура системы автоматизированного зависимого наблюдения на поверхности аэродрома

Отметим, что изображенные на рис. 1. 19- рис. 1. 20 структуры автоматического зависимого наблюдения могут интегрироваться в единую системы, которая позволяет всем участникам процесса управления воздушными судами и на борту и на земле иметь информацию о местоположении и времени любого ВС и совокупности всех ВС.

РАЗДЕЛ 2 СПУТНИКОВЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

2.1 Общая характеристика спутниковых радионавигационных систем

2.1.1 Состояние и развитие СРНС

Современное состояние развития СРНС иллюстрируется рис. 2.1.

Внедрения технологий спутниковой радионавигации в повседневную практику имеет масштабный характер. Подтверждением этого являются проекты европейских систем EGNOS, GALILEO, японский проект MSAS, украинский проект СКНОУ, намерения Индии (проект GAGAN), Китая (проект COMPASS) и действующие американские системы WAAS, LAAS.

Европейская система функционального дополнения спутниковой навигации EGNOS создается Европейским космическим агентством, Европейской комиссией и Европейской организацией по безопасности воздушной навигации (EUROCONTROL).

EGNOS (в рамках Европейского союза) является частью Европейской объединенной сети навигации и позиционирования, в соответствии с инструктивными материалами Транспортной трансъевропейской сети.

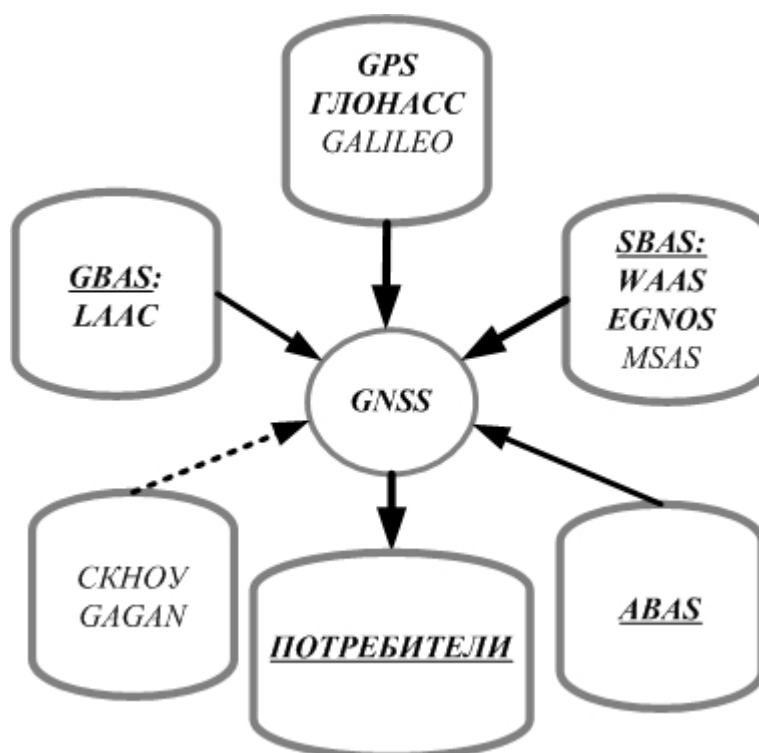


Рис. 2.1. Современное состояние развития СРНС

Проект предназначен для обеспечения наземных, морских и воздушных не военных пользователей системами GPS и ГЛОНАСС улучшенными характеристиками по точности, целостности, надежности, эксплуатационной готовности и доступности.

В проекте принимают участие: Австрия, Великобритания, Германия, Испания, Италия, Канада, Нидерланды, Норвегия, Португалия, Франция, Швейцария.

Среди провайдеров услуг по управлению воздушным движением в проекте EGNOS участвуют AENA (Испания), ANA (Португалия), DFS (Германия), DGAC (Франция), ENAV (Италия), CNES (Национальное космического агентства Франции), NATS (Великобритания), NMA (Управление картографии Норвегии), Swisscontrol (Швейцария).

Главным исполнителем первого этапа: разработки системы EGNOS является компания Alcatel Space Industries (Франция), а соисполнителями – компания Siemens (Австрия), фирмы Airsys ATM-UK, British Telecom, DNV, GSS Nortel, Logica, MMS, , Racal, Science SystemsVega (Великобритания), Airsys ATM, DASA, Deutsche Telekom, DLR, Ifen, MAN (Германия), GMV, INDRA, SENER (Испания), Alenia, Laben, Space Software Italia, Telespazio, Vitrocizet (Италия), Novate I (Канада), NLR (Нидерланды), Seatex (Норвегия), Edisoft, INASC, Marconi Portugal (Португалия), France Telecom, Sextant Avionique, SRTI, Syseca, Thomson-CSF (Франция), CIR, Oscilloquartz (Швейцарии).

Ответственным за разработку, развертывание и технический контроль EGNOS является Европейское космическое агентство. Требования невоенных авиационных пользователей и организацию вопросов сертификации координирует EUROCONTROL. Контроль за разработкой приемников EGNOS, их стандартизацию и испытания, формирование требований пользователей системы EGNOS и доступ к навигационным линиям связи спутников GEO осуществляет Европейская комиссия.

Для передачи сигналов EGNOS потребителям предлагается использовать геостационарные спутники связи IOR (координаты 64.5° восточной долготы, Индийский океан), AOR-E (координаты 15°.5 западной долготы, восточная часть Атлантического океана), входящие в систему спутниковой связи INMARSAT-III и спутник ARTEMIS (координаты 21.4° восточной долготы) Европейского космического агентства.

Геостационарные спутники должны обеспечить покрытие Европы, Африки, Южной Америки, большую часть Азии. В зону обслуживания EGNOS войдут большинство европейских государств, Турция, Северное море, восточная часть Атлантического океана. В перспективе зона EGNOS может распространиться на Африку, всю Южную Америку, Средний Восток, государства бывшего Советского Союза и пр..

Полностью введенная в эксплуатацию система EGNOS обеспечит измерения дальности, получение информации о целостности и широкозонный дифференциальный сервис:

Дальномерный сервис (R-GEO) заключается в передаче навигационных сигналов, в формате близком к сигналам GPS, с геостационарных спутников, что обеспечит практически 100 - процентную доступность в любой точке Земли и околоземном пространстве, а также позволит повысить надежность навигации за счет реализации режима автономного контроля целостности (RAIM) в приемниках потребителей.

Выработка информации целостности (GIC) состоит в передаче оценок дальномерных погрешностей для каждого навигационного сигнала GPS, ГЛОНАСС или EGNOS. Благодаря этому потребитель сможет своевременно принимать решение о недостоверности навигационного сигнала со спутника до возникновения нештатной ситуации.

Широкозонное дифференциальное обслуживание (WAD) предусматривает передачу дифференциальных поправок для повышения точности навигации до нескольких метров.

В состав системы EGNOS входят: орбитальный сегмент - навигационные и геостационарные спутники; наземный сегмент - сеть наземных станций измерения дальности и мониторинга целостности (RIMS), связанную с главными центрами управления (МСС), где формируются сигналы EGNOS (дифференциальные поправки, информация о целостности, ионосферные задержки, эфемериды геостационарных спутников); наземные навигационные станции (NLES), предназначенные для закладки информации EGNOS и дальномерного сигнала на геостационарные спутники GEO, которые ретранслируют эту информацию на Землю на частоте L1 GPS с модуляцией и кодированием, подобными сигналу GPS. Наземное оборудование EGNOS объединяется широкозонной сетью связи EWAN.

Аппаратный состав EGNOS на первом этапе состоит из 40 RIMS; четырех МСС - в Торрехоне (Испания), Гэтвику (Великобритания), Лангену (Германия), Чиампино (Италия); шести NLES- в Оссагеле (Франция), Гунхилли (Великобритания), Райштинге (Германия), Фучино (Италия), Торрехоне (Испания) и Синтре (Португалия); оборудования для оценки эксплуатационных характеристик и проверки системы – в Тулузе (Франция) и Торрехоне (Испания); сервисной и поверочной аппаратуры.

Станции измерения дальности и мониторинга RIMS собирают, накапливают информацию со спутников GPS, ГЛОНАСС, GEO, направляют ее в центр управления системой МСС и во все центры управления EGNOS. Каждая RIMS оснащена приемником GNSS, способным принимать и обрабатывать сигналы спутников на частотах L1, L2 и высокоточными атомными часами. RIMS передают накопленную информацию ежесекундно и имеет два канала: А - передача исходных данных для расчета широкозонных поправок; В - передача исходных данных для формирования информации о целостности.

Наземные навигационные станции (NLES) частично выполняет функции RIMS, а также используется для закладки навигационной информации на борт и управления спутниками

GEO. Передаваемые навигационные сообщения GEO точно синхронизированы с системным временем GPS. При закладке информации на борт GEO одна станция NLES является основной, а вторая – резервной.

Основными функциями и процедурами EGNOS являются:

расчет, размножение, проверка и передача информации о дальности и целостности геостационарных спутников, а также широкозонных дифференциальных поправок;

управление системой и ее мониторинг;

формирование широкозонных дифференциальных поправок на основе данных, накопленных RIMS и данных об ионосфере в зонах обслуживания;

оценка целостности;

проверка входных данных перед началом обработки;

формирование информации о дальности;

формирование информации о целостности;

формирование навигационных сообщений;

синхронизация сигналов;

закладка информации на геостационарные спутники;

системный и сетевой мониторинг;

устранение сбоев в работе системы и планирование технического обслуживания;

управление системой и сетью передачи данных;

управление внешними интерфейсами;

архивирование информации;

системное моделирование и прогнозирование эксплуатационных характеристик.

Проект EGNOS идеологически близок по построению и выполняемым функциям действующей американской системе WAAS.

Структура WAAS показана на рис. 2.2, функциональные связи между составляющими системы изображены на рис. 2.3 [24].

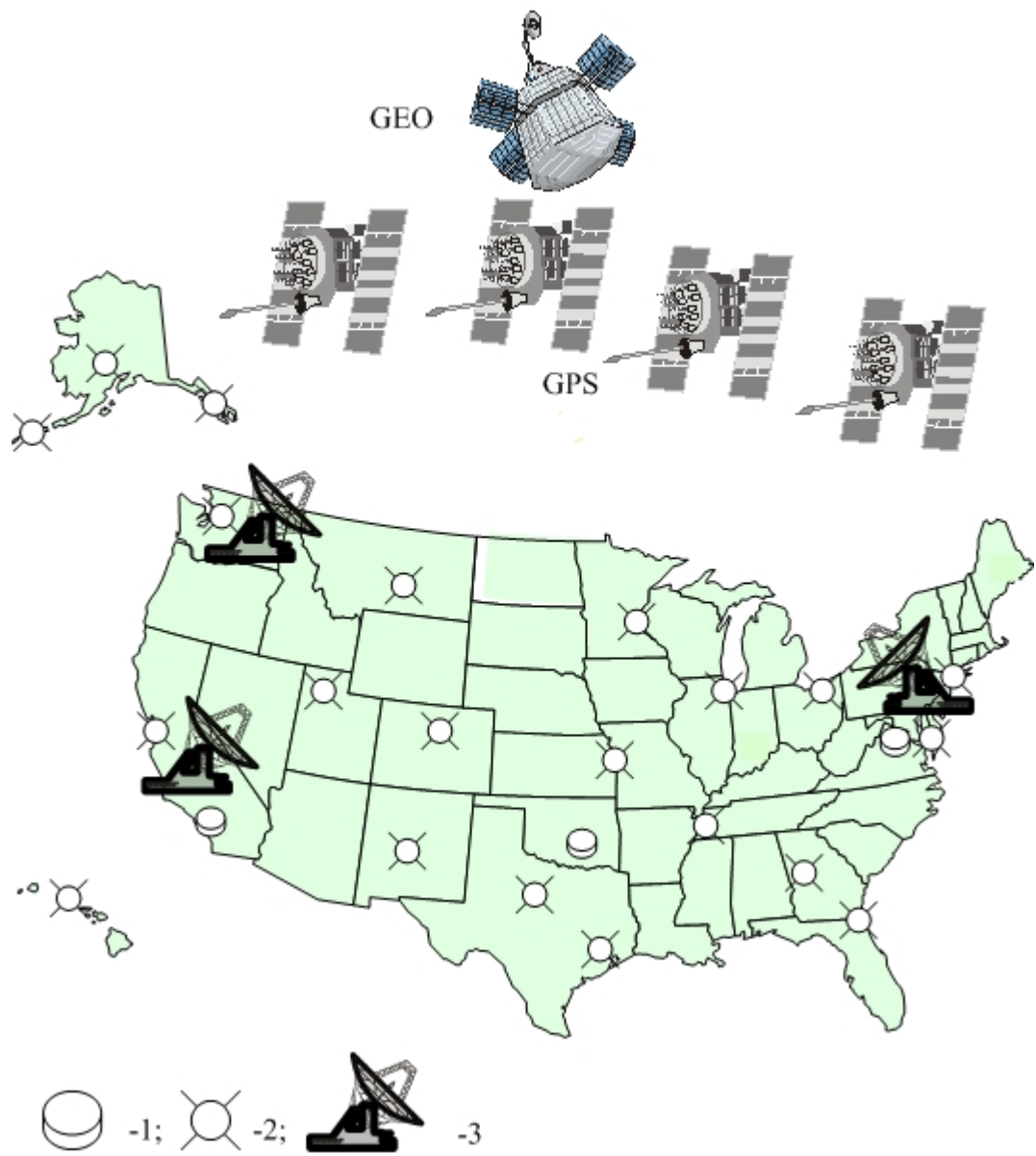


Рис. 2. 2. Структура WAAS: 1- контрольные опорные станции; 2- наземные станции передачи данных; 3- головные станции

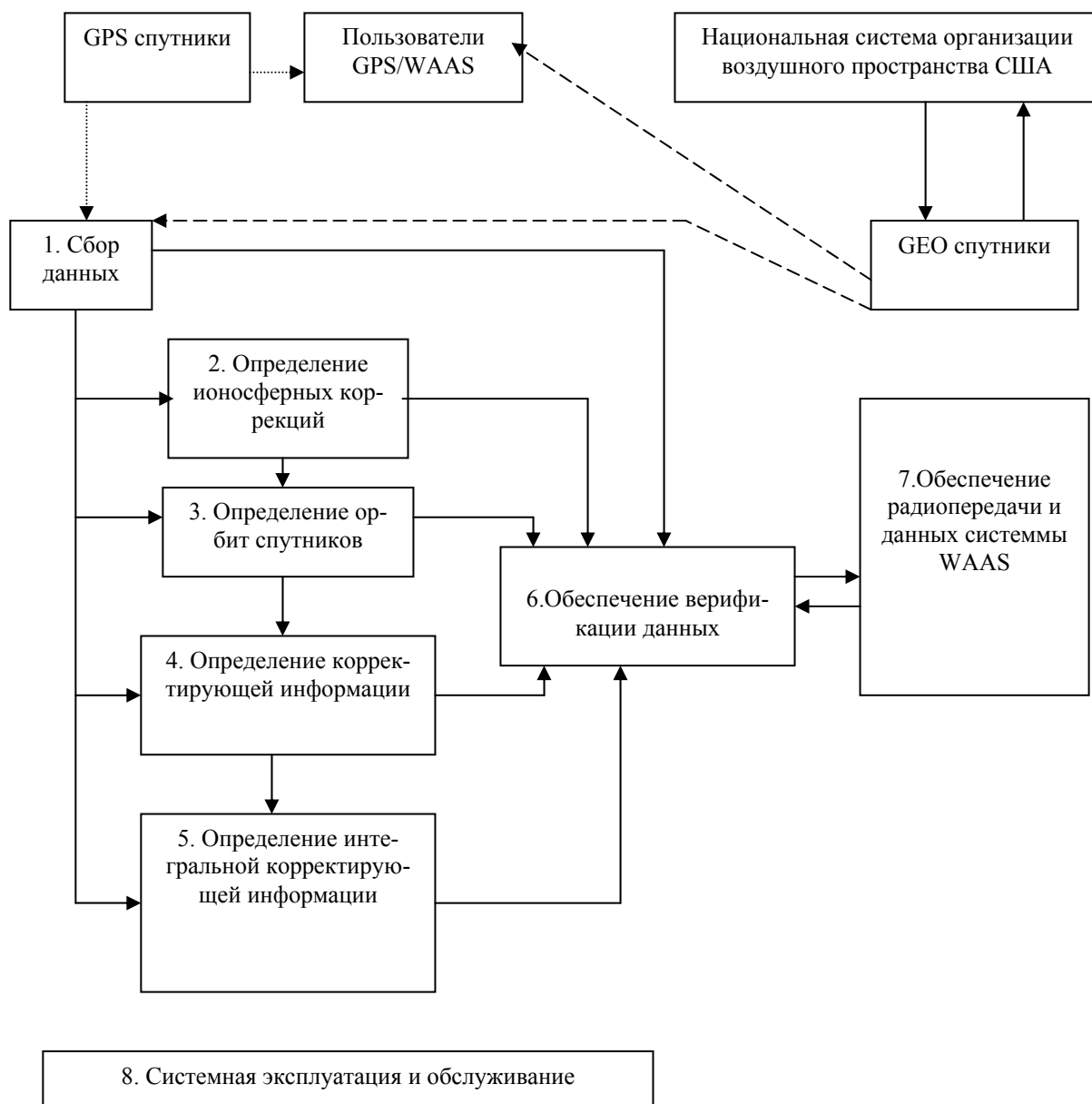


Рис. 2.3. Функциональные связи в системе WAAS:

.....► GPS сигналы; - - ► - передача данных ГЕО спутников; —► радиопередача WAAS

Проекты Японии и Китая по построению также близки к системе WAAS.

В последние годы в Российской Федерации уделяется значительное внимание системе ГЛОНАСС.

Указом Президента России от 18 мая 2007 года «Об использовании глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС в интересах социально-экономического развития Российской Федерации» потребителям предоставляется доступ к гражданским сигналам системы на безвозмездной основе и без ограничений; Правительству Российской Федерации поручается утвердить федеральную целевую программу по поддержанию, развитию и использованию системы ГЛОНАСС на 2012 – 2020 годы до 31 декабря 2011г.; функции координа-

тора работ по поддержанию, развитию и использованию системы ГЛОНАСС возлагаются на Федеральное космическое агентство России.

В России в качестве полигона для отработки технологий, использующих сигналы ГЛОНАСС, определена Ярославская область. В ближайшие годы орбитальная группировка системы ГЛОНАСС будет доведена до 24 спутников. Значительные бюджетные средства вкладываются в создание аппаратуры потребителей, элементную базу с применением нанотехнологий, картографию и другие составляющие навигационной инфраструктуры для эффективного использования системы во многих отраслях.

2.1.2 Состав систем

Спутниковые радионавигационные системы представляют собой всепогодные системы космического базирования и позволяют в глобальных масштабах определять текущие местоположения подвижных объектов и их скорость, а как же осуществлять точную координацию времени. В соответствии с концепцией ИКАО спутниковые навигационные системы в ближайшее время становятся одним из основных средств навигации в авиации [25].

Принцип действия систем заключается в том, что навигационные спутники излучают специальные электромагнитные сигналы. Аппаратура потребителей, расположенная на объектах, находящихся на поверхности Земли или околоземном пространстве принимает информацию, заложенную в эти сигналы, измеряет расстояния до спутников, доплеровскую частоту, время и после специальной обработки вырабатывает данные о местоположении, скорости и времени объекта.

Спутниковую радионавигационную систему можно рассматривать как высокотехнологичную информационную систему, состоящую из пяти основных сегментов рис. 2.4.

Наземный управляющий сегмент включает в себя центр управления космическим сегментом, станции слежения за навигационными спутниками (радиолокационные и оптические), аппаратуру контроля состояния навигационных спутников.

Управляющий сегмент решает задачи определения, прогнозирования и уточнения параметров движения навигационных спутников, формирования и передачи в бортовую аппаратуру спутников цифровой информации, а также ряд контрольных и профилактических функций.

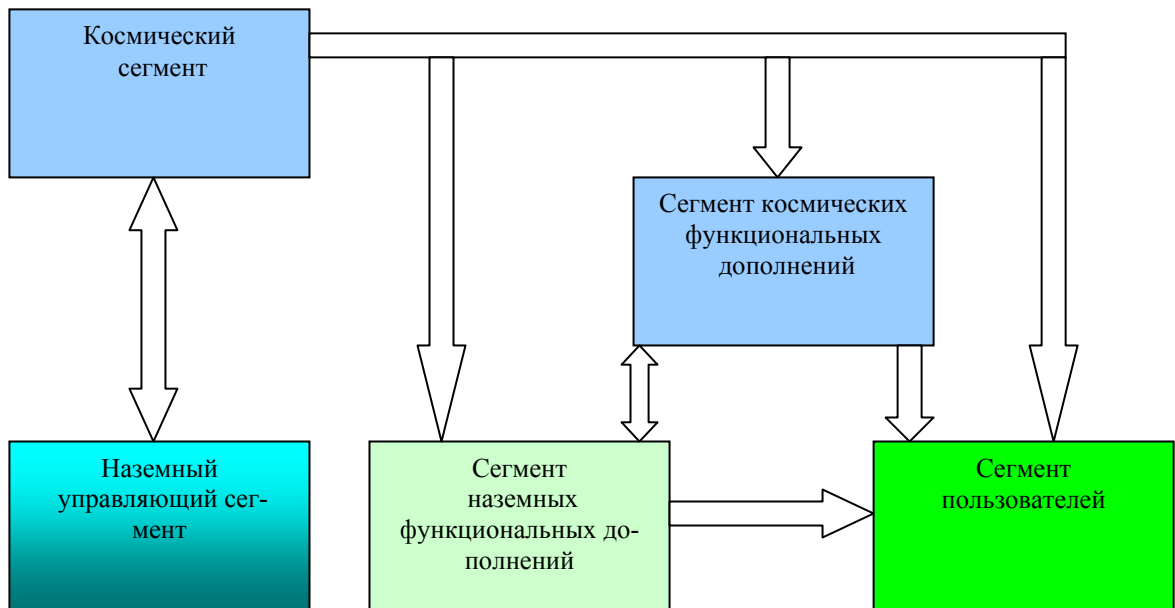


Рис. 2.4. Организация спутниковой радионавигационной системы

Космический сегмент представляет собой системы навигационных и геостационарных спутников, вращающихся по эллиптическим орбитам вокруг Земли. На каждой орбите находятся несколько спутников. Навигационный спутник имеет на борту радиоэлектронную аппаратуру, излучающую в направлении Земли шумоподобные непрерывные радиосигналы, содержащие информацию необходимую для проведения навигационных определений с помощью аппаратуры потребителя.

Благодаря достаточному количеству навигационных спутников и специальным параметрам радиосигналов аппаратура потребителя может в любое время, при любых погодных условиях принимать излученные спутниками сигналы и определять местоположение, скорость и время.

Сегмент пользователей потенциально может состоять из неограниченного количества спутниковых навигационных приемников, которые принимают сигналы навигационных спутников и производят расчеты текущего местоположения, скорости и времени с погрешностями, определяемыми спутниковой навигационной системой и аппаратурой потребителя.

Сегменты наземных и космических функциональных дополнений представляет собой аппаратурно-программные комплексы предназначенные для обеспечения точности навигационных определений, целостности, непрерывности, доступности и эксплуатационной готовности системы. Назначение и функции этих дополнений рассматриваются в последующих разделах.

2.1.3 Глобальная навигационная спутниковая система GNSS

Глобальная навигационная спутниковая система GNSS, как навигационный элемент систем управления воздушным движением CNS/ATM включает в себя сочетания комбинаций следующих составляющих, размещенных на земле, спутниках и на борту воздушного судна:

спутниковая радионавигационная система GPS (США);

спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС (Россия);

спутниковая радионавигационная система GALILEO (Европейский союз, в перспективе);

бортовая система функционального дополнения (ABAS);

спутниковая система функционального дополнения (SBAS);

наземная система функционального дополнения (GBAS);

бортовой приемник GNSS.

В таблица 2.1 приведены основные конфигурации навигационной системы GNSS.

Таблица 2.1

Конфигурации навигационной системы GNSS

| Конфигурация | GNSS | | | | | | Применение |
|--------------|------|---------|------|------|------|------------------------|---|
| | GPS | ГЛОНАСС | ABAS | SBAS | GBAS | Бортовой приемник GNSS | |
| 1 | + | + | + | | | + | Навигация на маршруте |
| 2 | + | + | + | + | | + | Навигация на маршруте, заход на посадку |
| 3 | + | + | + | | + | + | Навигация на маршруте, точный заход на посадку по 1 категории (в перспективе по 2 и 3 категориям) |

Примечание: система GALILEO не показана в табл. 1. 12, поскольку не введена в эксплуатацию.

Бортовое дополнение ABAS по сути является усовершенствованием системы автоматического контроля целостности спутникового созвездия в бортовом приемнике GNSS, обычно именуемой RAIM [26], путем использования информации других систем самолета. При достаточном количестве наблюдаемых пользователем навигационных спутников (не менее 6 спутников) процедуры RAIM позволяют определять те спутники, информацию с которых нельзя использовать при расчетах навигационных характеристик. При недостаточном количестве наблюдаемых спутников процедуры RAIM не обеспечивают контроля 100% работоспособности навигационных спутников, но его обеспечивает дополнение ABAS .

Спутниковая и наземная системы функционального дополнения к созвездию навигационных спутников обеспечивают дифференциальный режим навигационных определений воздушными судами. Сущность дифференциального режима состоит в том, что координаты

местоположения, вычисляются на борту воздушного судна с использованием не только радионавигационных сигналов навигационных спутников GNSS, но и с использованием корректирующей информации, поступающей с SBAS и/или GBAS.

Принципиальное отличие SBAS и GBAS состоит в способах получения и доставки корректирующей информации, а также зоне действия систем. GBAS – локальная система, функционирующая в зоне действия до 50 км, SBAS- глобальная система с зоной действия до нескольких тысяч км.

Спутниковая система GPS в настоящее время введена в эксплуатацию, одобрена ICAO для авиационного применения и бесплатно предоставляет сигналы любым пользователям [27]. На рис. 2.5 изображена орбитальная конфигурация GPS.

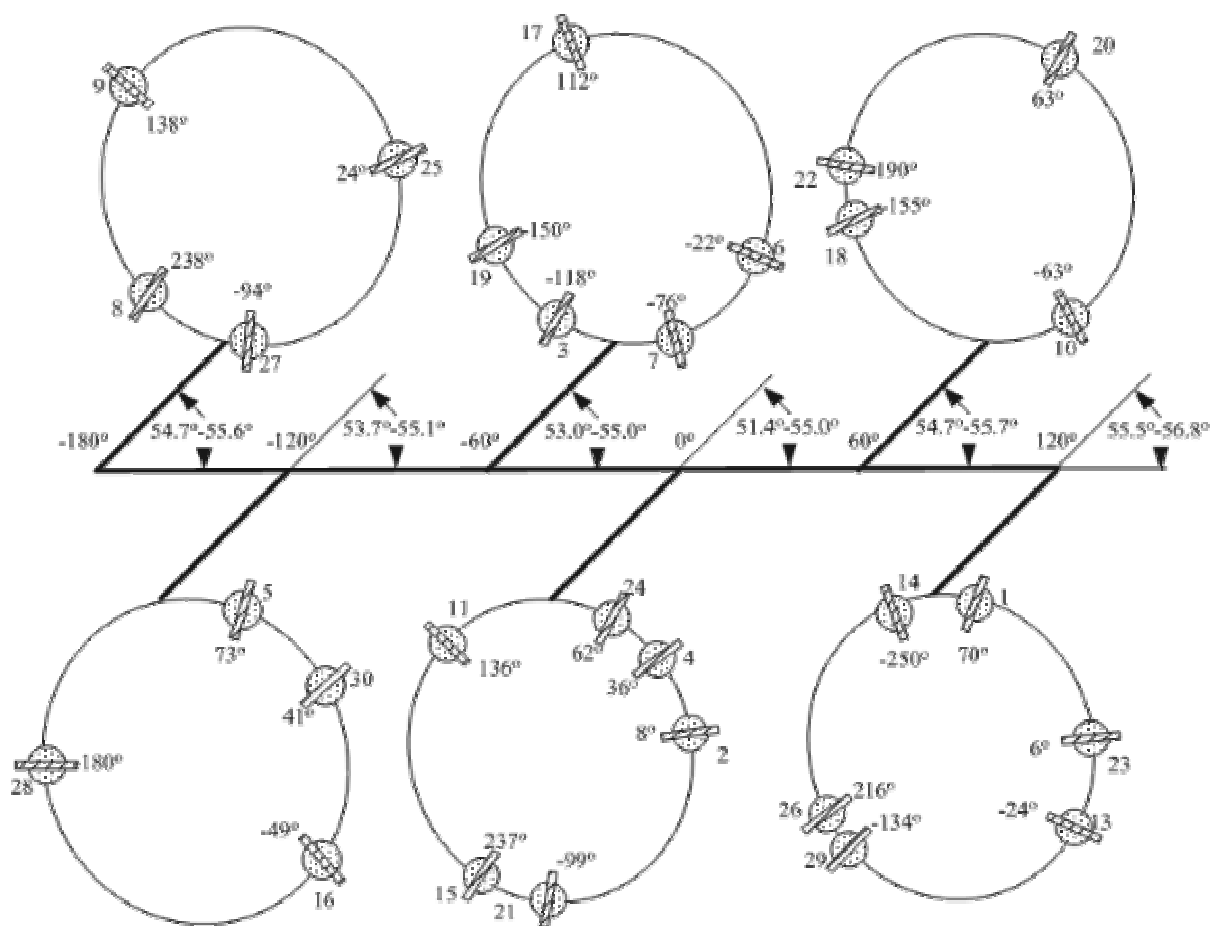


Рис. 2.5. Орбитальное положение спутников GPS (неделя 1379, время 589824.0000 сек)

Система содержит 29 спутников (штатная конфигурация имеет 24 спутника), размещенных неравномерно на шести эллиптических орбитах. Долгота восходящих узлов орбит имеет среднее значение 60 градусов, наклонение орбит лежит в пределах $51.4^{\circ} \dots 56.8^{\circ}$ (рис. 2.5), большая полуось орбит- $26561149.13 \text{ м} \dots 26558773.62 \text{ м}$, период обращения 11 часов 58 минут. В зоне видимости (точка наблюдения Киев), как правило, от 5 до 10 спутников.

Сигналы GPS (открытый CA- код) предоставляются всем пользователям бесплатно.

Спутниковая система ГЛОНАСС согласно [28] , будет содержать 24 навигационных спутника, расположенных через 45° на трех орбитах. Орбиты разнесены на 120° по экватору и имеют среднее наклонение к экватору 64.8° . Период обращения спутника 11 час 15 мин 44 с., средняя высота орбит в системе координат ПЗ 90- 19100 км. По состоянию на 19. 06.06 функционируют 14 навигационных спутника: на первой орбите спутники № 1...8, на третьей- № 17,18, 19, 20, 21, 22.

Система ГЛОНАСС введена в эксплуатацию и на бесплатной основе предоставляет сигналы с гражданским кодом всем пользователям.

Европейская спутниковая система GALILEO согласно проекту будет содержать 27 рабочих и три резервных навигационных спутника, расположенных равномерно на трех орбитах (рис. 2.6) [29].

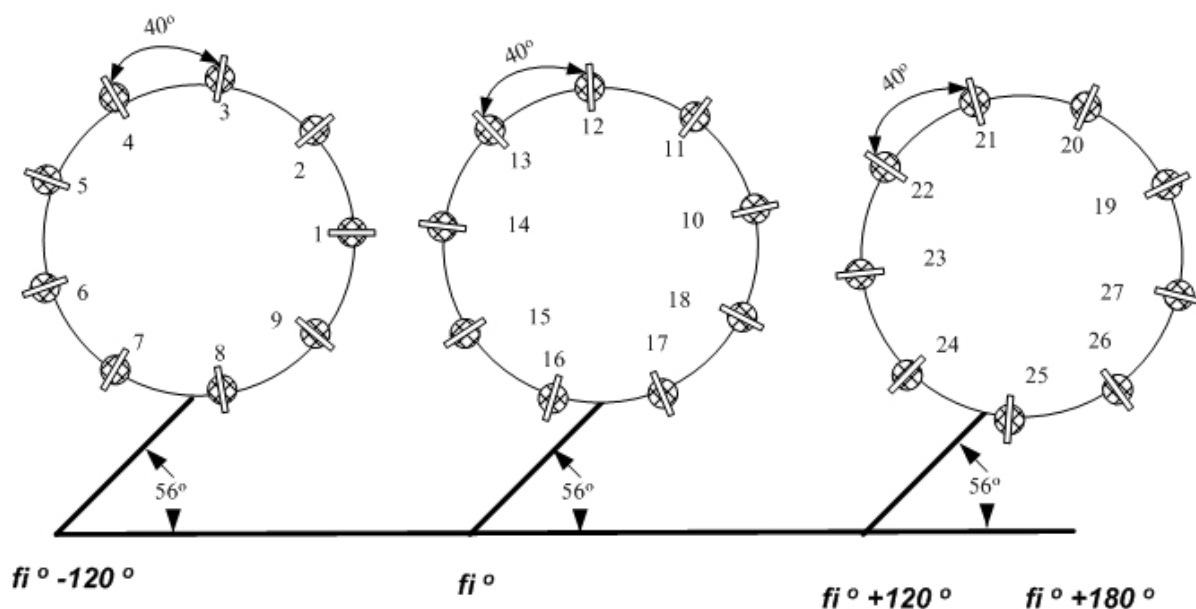


Рис. 2.6. Орбитальное положение спутников GALILEO (модель)

Долготы восходящих узлов орбит отстоят друг от друга на 120° . В плоскости орбит спутники расположены через 40° . Наклонение орбит к плоскости экватора составляет 56° . Средние значения больших полуосей орбит и времени обращения составляют 30049415.54 м и 12 часов 24 мин. соответственно.

Система GALILEO будет предоставлять следующие виды обслуживания:

открытое обслуживание, OS (Open Service)- сигналы доступные всем пользователям;

служба поиска и спасения, SAR (Search and Rescue)- сигналы доступные всем пользователям;

служба безопасности движения, SLS (Safety of Life Service) – сигналы доступны авиационным и морским потребителям на договорной основе;

коммерческая служба, CS (Commercial Service) – сигналы доступны пользователям на платной основе;

государственное регулируемое обслуживание, PRC (Public Regulated Service)- государственным службам предоставляются помехозащищенные и зашифрованные наигационные сигналы.

Структура SBAS изображена на рис. 2.7 [60]. Система содержит наземные контрольные станции, распределенные на достаточно обширной территории, одной из основных

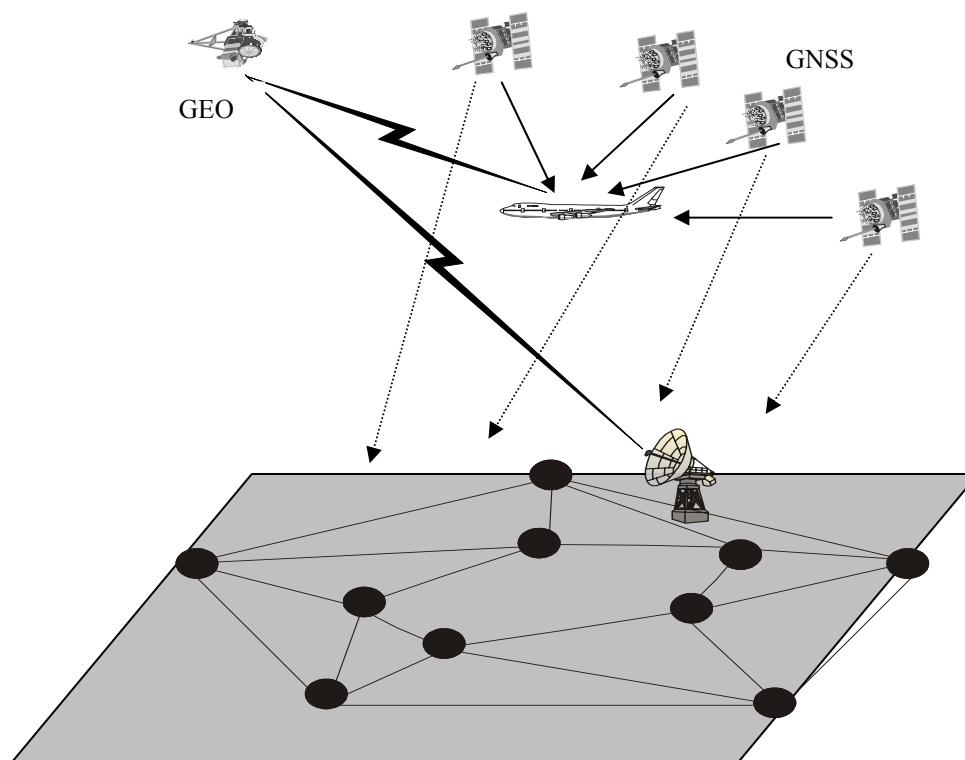


Рис. 2.7. Структура SBAS

задач, которых является выработка корректирующей информации из сигналов спутников GNSS и информации о целостности. Корректирующая информация со всех контрольных станций, информация о целостности навигационных спутников обрабатывается по определенным алгоритмам и в виде сообщения, содержащего широкозонные дифференциальные поправки к сигналам навигационных спутников, информацию о целостности и другую служебную информацию по каналам связи "земля-спутник связи – воздушные суда" передается в бортовые приемники GNSS посредством геостационарных спутников. Геостационарный спутник при этом выполняет роль и навигационного, увеличивая количество радиовидимых потребителю навигационных спутников.

Примерами исполнения SBAS являются: широкозонная система функционального дополнения США (WAAS) [30,], аналогичная по своим функциям европейская система EGNOS [31], спутниковая система функционального дополнения Японии (MSAS) [32]. Следует отме-

туть, что система EGNOS является широкозонным дополнением к GPS, ГЛОНАСС и GALILEO.

Зоны действия систем с космическими функциональными дополнениями изображены на рис. 2.8.

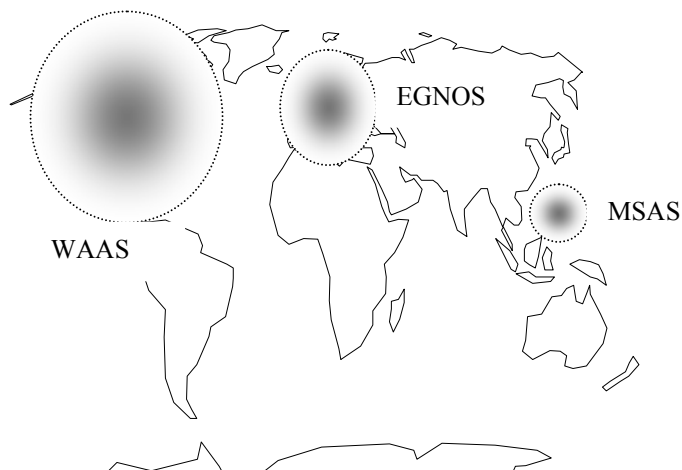


Рис. 2.8. Зоны действия и обслуживания систем SBAS

Начальная эксплуатация функционального дополнения WAAS началось с 2001г., а функционального дополнения EGNOS (в тестовом режиме) - с 2003г. Зону действия EGNOS предполагается распространить на Ближний Восток, Центральную Азию, Африку и Латинскую Америку.

Дополнение GBAS [33] (рис. 2.9) содержит контрольно-корректирующую станцию (ККС), антенна для приема радионавигационных сигналов которой установлена в точке с координатами, измеренными с высокой (сантиметровой) точностью. Радионавигационные сигналы спутников GNSS принимаются ККС и после их обработки по радиоканалу ОБЧ-диапазона в бортовой приемник GNSS передаются дифференциальные коррекции, информация о целостности системы и другие служебные сообщения.

Расположение GBAS в зоне аэродрома создает условия для расширения ее функций. Предоставляется возможность осуществлять контроль и управление всеми объектами, движущимися по аэродрому. Для этого аэродромные транспортные средства оборудуются спутниковыми навигационными приемниками и по радиоканалу передают координаты своего местоположения в рабочую станцию диспетчера. Имея полную картину расположения и движения по аэродрому транспортных средств и воздушных судов диспетчер осуществляет оперативное управление ими.

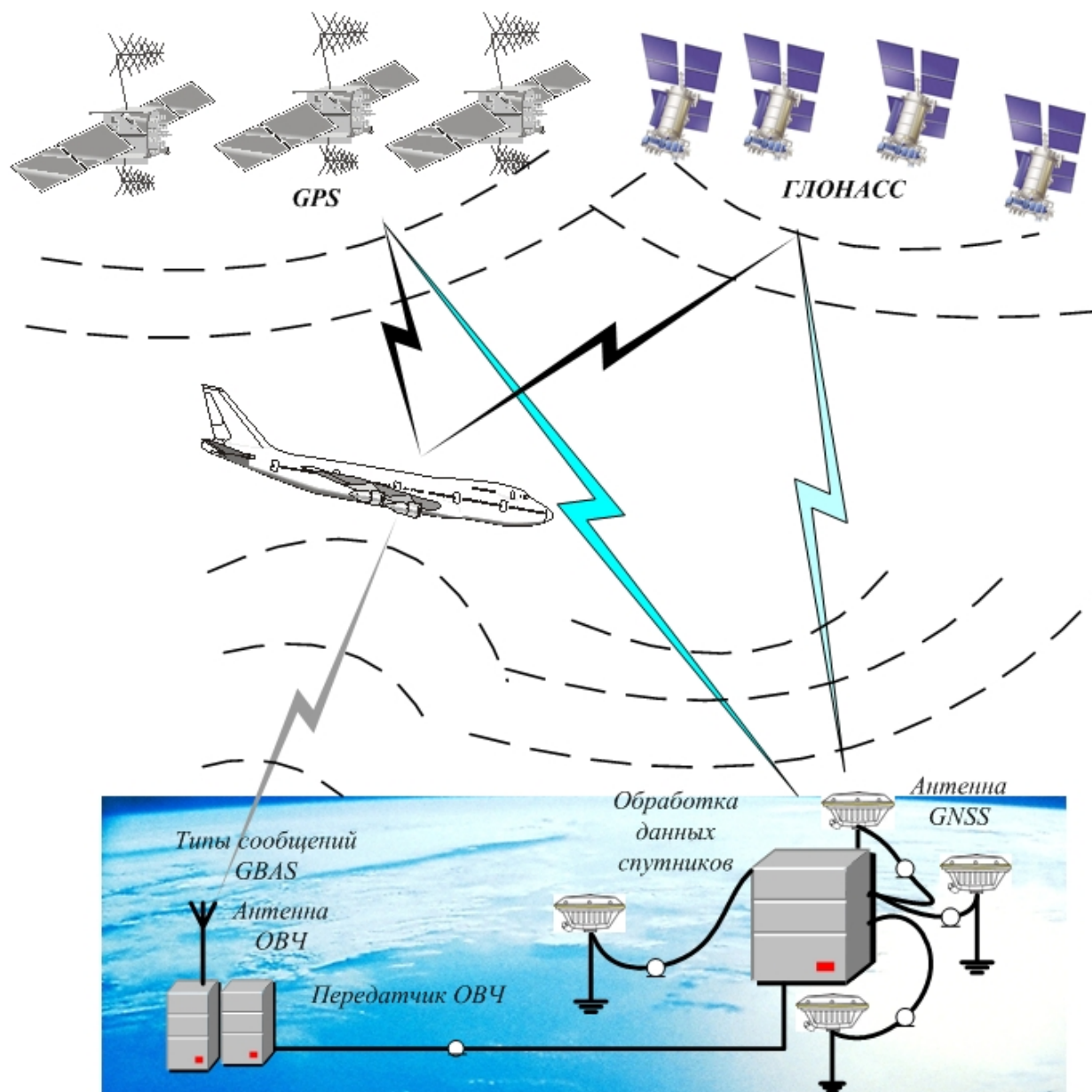


Рис. 2.9. Структура GBAS

2.1.4 Региональные дополнения в GNSS

Региональная система позиционирования космического базирования. Одним из лидеров в области организации воздушного движения является корпорация Lockheed Martin. Показав, что переход от традиционных средств УВД к средствам, основанным на спутниковых технологиях, дает огромные экономические и технические выгоды корпорация сделала коммерческое предложение, названное региональной системой позиционирования (RPS). Структура RPS изображена на рис. 2. 10 и функционирует следующим образом [34].

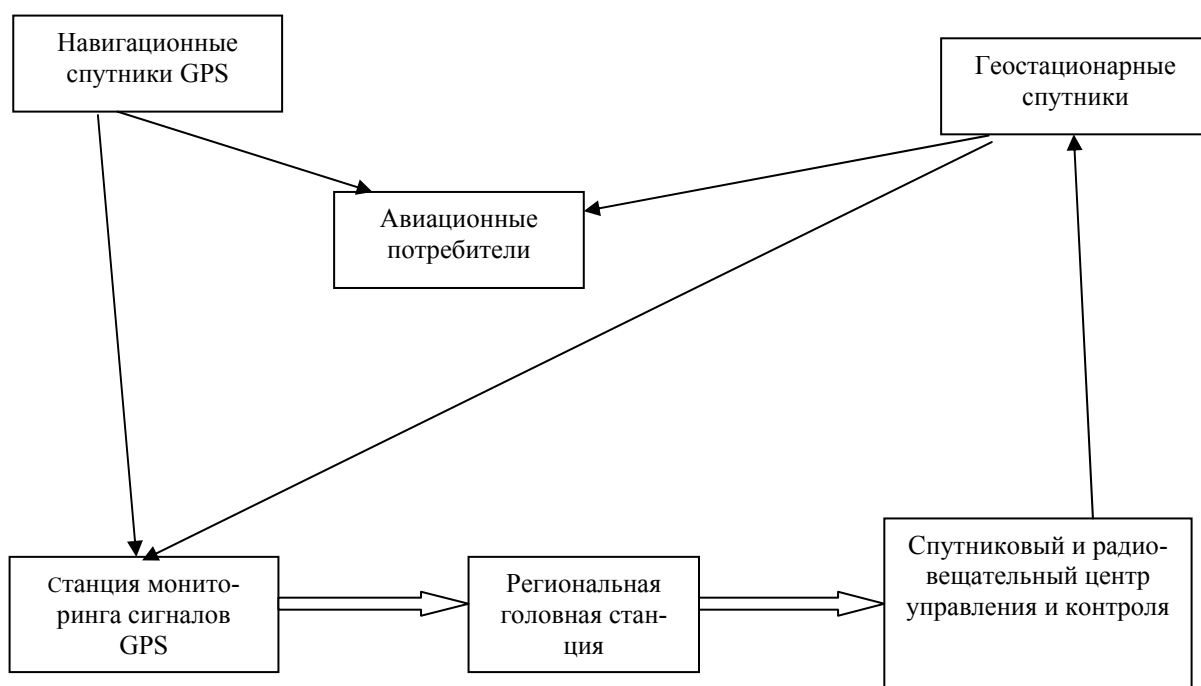


Рис. 2. 10. Региональная система позиционирования

Имеется сеть наземных станций дистанционного мониторинга GPS сигналов (Remote integrity monitoring stations -RIMS), распределенных в заданном регионе. Станции принимают радиосигналы навигационных спутников GPS, координаты фазовых центров их приемных антенн измеренные с высокой точностью. RIMS измеряют свои координаты, сопоставляют их с координатами фазовых центров антенн, определяют среднеквадратические ошибки, влияющие на точность определения местоположения и передают эту информацию на региональную головную станцию (Regional master stations -RMS). На RMS производится обработка информации поступившей со всех RIMS и в виде интегрированного сообщения содержащего данные о местоположении, времени, коррекции, целостности системы передается на спутниковый и радиовещательный центр управления (Satellite and broadcast control centers -SBCC).

Центр SBCC управляет геостационарными радиовещательными спутниками (RPS GEO broadcast satellites), которые одновременно являются дополнительными навигационными спутниками. Радионавигационная информация спутников GEO поступает в RIMS и обрабатывается совместно с сигналами GPS. Спутники GEO также выполняют функцию приема навигационной интегрированной информации из SBCC и транслируют ее потребителям соответствующего региона. Таким образом, аппаратура потребителя принимает радионавигационную информацию с GPS спутников, радионавигационную скорректированную информацию, информацию о целостности здоровья спутников RPS GEO и после ее совместной обработки определяет местоположение с высокой точностью.

Идеологически RPS близка к WAAS. Предполагается, что RPS будет иметь глобальный характер и будет совместима с другими функциональными дополнениями (WAAS, MSAS, EGNOS).

Услуги RPS платные, распространяются на условиях аренды и распределяются между службами гражданской авиации.

Наземное региональное дополнение (GRAS). Наряду с развитием дополнений к GNSS космического базирования в Европе и Австралии разрабатываются своеобразные и отличающиеся между собой дополнения к GNSS, получившие название наземное региональное дополнение (GRAS) [35]. Термин GRAS по предложению Швеции и Австралии был введен на совещании рабочей группы бюро ИКАО по GNSS в Веллингтоне в начале 1998 года. Наземное региональное дополнение - это система, предоставляющая потребителям корректирующую информацию и данные о целостности посредством наземных станций, частоты которых отличаются от частот глобальных спутниковых систем. Причем обеспечивается непрерывный прием информации и в случае отсутствия прямой видимости пользователя и одного из передатчиков. Допускается объединение компонентов GRAS в сети из контрольно-корректирующие станции.

Системы GRAS обеспечивают непрерывное обслуживание воздушных судов, т.е. взлет, полет по маршруту и в зоне аэродрома, неточный заход на посадку, включая заходы на посадку с вертикальным наведением, руление самолетов и контроль движения наземных транспортных средств. Система GRAS могут быть реализованы в национальных границах государств и находятся под полным контролем властей страны, в границах которой они расположены. Зона действия GRAS может быть расширена за пределы национальных границ, что и в случае традиционных наземных навигационных систем.

Выбор Австралии в пользу системы GRAS был обусловлен характером плотности воздушного движения, погодными условиями желанием создать автономное дополнения к GNSS, функционирующее в национальных границах.

В австралийской модели GRAS информация с наземных контрольно-корректирующих станций передается в станцию обработки и управления, вырабатывающую широкозонные дифференциальные поправки, которые затем ретранслируются сетью ОБЧ передатчиков в форматах GBAS. При этом информация, поступающая в ОБЧ передатчики посредством связанных спутников или наземных линий, при преобразовании в формат GBAS адаптируется к местоположению ОБЧ передатчика и его зоне обслуживания.

Предполагается точность определения местоположения при использовании сигналов GRAS равная 10 м. Австралийская модель GRAS не обеспечивает полностью сквозного обслуживания даже без учета отсутствия точных заходов на посадку

Шведская модель GRAS, разрабатываемая североевропейскими странами (Швеция, Дания, Германия), основывается на использовании многочисленных контрольно - корректирующих станций, формирующих и передающих дифференциальные поправки и информацию о целостности. Топология расположения контрольно - корректирующих станций с перекрывающимися зонами действия определяется требованиями обеспечения навигации при полетах по маршруту, в зоне аэродрома, неточных заходах на посадку, включая заходы с вертикальным наведением, а также контроль движения на аэродроме (A-SMGCS). Шведская модель системы GRAS обеспечивает сквозное обслуживание. Более того, при надлежащих характеристиках контрольно - корректирующей станции и расположении ее вблизи аэродрома могут быть обеспечены и точные заходы на посадку. Предполагается радиус действия каждой контрольно-корректирующей станции равный 200 миль.

Системы GRAS северных стран Европы используют для передачи дифференциальных поправок и информации о целостности режим VDL mode 4, GFSK-модуляцию и скорость передачи данных 19.2 кбит/с. Эта цифровая линия радиосвязи использует каналы с широкой полосы частот 25 кГц, в диапазоне частот 108.000 - 136.975 МГц. Совместное использование канала контрольно - корректирующими станциями основывается на методе STDMA (самоорганизующая система множественного доступа с временным разделением сигналов). В методе STDMA используются дискретные временные слоты вместе с набором протоколов резервирования, которые опосредствуют применение каждого временного слота между контрольно - корректирующими станциями. Основные понятия, которые определяют режим VDL mode 4, это суперкадр и временные слоты. Суперкадр длится 60 секунд и состоит из 4500 временных слотов. Старт суперкадра начинается со старта слота, используемого для передачи сообщения. Старт каждой последовательной группы состоит из 75 временных слотов, которые начинаются с UTC- секунды.

Так как требования к точности, целостности, непрерывности, порогам срабатывания сигнализации зависят от фазы полета, то в системе GRAS предусматривается несколько уровней обслуживания, каждый из которых предназначен для разных операций. Описание и назначение уровней обслуживания приведены в таблица 2.2.

Таблица 2.2

Уровни обслуживания

| Уровень | Передаваемая информация | Тип операции | Объем данных | Назначенные каналы |
|---------|--------------------------|-------------------|--------------|--------------------|
| 1 | Информация о целостности | Полет по маршруту | Низкий | GSC |

| | | | | |
|---|---|--|---------|---|
| 2 | Информация о целостности, дифференциальные поправки | Полет по маршруту/ полет в зоне аэродрома | Средний | GSC, LSC, каналы, совместно используемые со службой уровня 3 |
| 3 | Информация о целостности, дифференциальные поправки, данные для конечного этапа захода на посадку | Заходы на посадку, включая заходы на посадку с вертикальным наведением (APV-I, III), приземление, контроль движения на поверхности аэродрома (A-SMGCS) | Большой | 1 или 2 канала. Возможно, совместно используемые со службами уровня 2 и 4 |
| 4 | Информация о целостности, дифференциальные поправки, руководство движением на поверхности | Будущие применения | Большой | 1 или 2 канала. Возможно совместно используемые со службами уровня 2 и 4 |

Объем данных, передаваемых в случае первого уровня обслуживания небольшой. Поэтому для первого уровня обслуживания назначены глобальные сигнальные каналы GSC1 и GSC2. Глобальные в том смысле, что обслуживание первого уровня всегда доступно на каналах GSC1 и GSC2 всякий раз, когда воздушное судно находится в зоне действия наземной станции GRAS.

В областях с малым трафиком второй уровень обслуживания GRAS может обеспечиваться на глобальных сигнальных каналах GSC1 и GSC2. В случае насыщенного трафика могут потребоваться региональные или локальные сигнальные каналы или назначенный канал в пределах полосы частот, назначенных для навигации.

Первый уровень обслуживания GRAS предназначен для некритичных операций в пространстве полетов по маршруту, где требования к точности местоположения, определения времени и скорости обеспечиваются с помощью автономных бортовых GNSS приемников. Однако требуется информация о целостности спутникового созвездия, которая обеспечивается наземной станцией GRAS. На первом уровне обслуживания используется сообщение типа 1 GBAS. Это обуславливает и улучшение точности место определения, хотя по требованиям полета по маршруту это не обязательно. Второй уровень обслуживания предназначен для полетов в зоне аэродрома и в пространстве полетов по маршруту с высокой плотностью трафика, где требования целостности, точности место определения более жесткие, особенно для автоматического зависимого наблюдения. Второй уровень обслуживания требует обязательную передачу дифференциальных поправок. Период передачи дифференциальных поправок от 2 до 10 секунд. Третий уровень обслуживания предназначается для обеспечения неточных заходов на посадку, включая заходы на посадку с вертикальным наведением типа

IPV-I и IPV-II, а также для контроля движения на поверхности аэродрома. На третьем уровне обслуживания требуются дифференциальные поправки, информация о целостности и данные для конечного этапа захода на посадку (FAS data). Кроме того, должно обеспечиваться время до тревоги не от шести до десяти секунд. Четвертый уровень обслуживания зарезервирован для будущих критических операций, например, точные заходы на посадку.

Каждый уровень обслуживания GRAS имеет свою зону действия. Зона действия первого уровня обслуживания включает пространство полетов на расстояниях до 200 морских миль. Следовательно, 200 морских миль - это предельное значение для дальности воздушного судна до наземной станции GRAS, которое определяет минимальное количество наземных станций GRAS на обслуживаемой территории для обеспечения сплошного покрытия. Зона действия второго уровня обслуживания охватывает пространство маршрутов, где это необходимо (в случае большой плотности маршрутов) и зону аэродрома на нижних высотах. Одна наземная станция GRAS может обслуживать зону небольших размеров. Для больших зон может потребоваться несколько наземных станций GRAS. Зона действия третьего уровня обслуживания имеет намного меньший размер и должна центрироваться в районе аэродрома с особо жесткими требованиями в направлении взлетно-посадочных полос, для того чтобы поддерживать заходы на посадку и посадку. Зона действия четвертого уровня обслуживания включает в себя поверхность аэропорта и непосредственное окружение аэропорта. Расположение наземной станции GRAS в том случае оптимизируется для контроля движения по поверхности.

Форматы сообщений GRAS основываются на форматах GBAS. Система GRAS использует три различных типа сообщений, каждый в формате идентичном сообщениям типа 1, типа 2 и типа 4 GBAS за исключением отсутствия скорости изменения поправок к псевдодальностям в сообщении типа 1.

Сообщения типа 1 GRAS (стандартное и сжатое) состоит из фиксированной и переменной части. Фиксированная часть включает время правильности сообщения, количество измерительных блоков, т.е. количество навигационных спутников, для которых передается корректирующая информация, и тип дальномерного сигнала, например, сигнал частоты L1. Переменная часть содержит N измерительных блоков, каждый из которых включает дифференциальные поправки и параметры целостности для одного спутника. Максимум 18 измерительных блоков может быть включено в сообщении, а по умолчанию в сообщении типа 1 включается 12 измерительных блоков. Стандартное сообщение типа 1 включает и скорость измерения дифференциальных поправок к псевдодальности, которые могут понадобиться в случае неточного захода на посадку с вертикальным наведением типа IPV-I/II. Для полетов по маршруту, в зоне аэродрома и для неточных заходов на посадку до захода на посадку типа

IPV-I включительно, предполагается использовать сжатое сообщение типа 1 GRAS, в котором отсутствует информация о скорости изменения дифференциальных поправок к псевдодальностям.

Сообщение типа 2 GRAS содержит показатели точности и целостности наземной станции GRAS. Это сообщение имеет фиксированный размер и необходимо только в случае IPV-II операций. Сообщения типа 4 GRAS используется при заходе на посадку с вертикальным наведением типа IPV-I/II. Сообщение содержит от одного до восемнадцати наборов данных для конечного этапа захода на посадку. Каждый из наборов определяет единый вариант глиссады.

Значение время до тревоги, указанное для сигналов в пространстве, является критерием для определения значения времени до тревоги для наземной станции GRAS, Если для точных заходов на посадку типа IPV-II значение времени до тревоги равно шести секундам, то время до тревоги для наземной станции GRAS не должно превышать 3 сек., полагая, что время до тревоги в мобильной системе равно 3 секунды.

Извещение об отказе или деградации обслуживания GRAS осуществляется двумя способами: извещением потребителей об отказе системы; при «болезни» спутника в соответствующем сообщении должна быть информация, что этот спутник нельзя использовать для определения местоположения; прекращением подачи данных.

Модели системы GRAS испытывалась в ряде широкомасштабных экспериментах и продолжают развиваться.

2.2 Требования, предъявляемые к спутниковым навигационным системам авиационными пользователями

2.2.1 Общесистемные требования к спутниковым навигационным системам

Общесистемные требования к спутниковой навигационной системе базируются на эксплуатационных характеристиках RNP и касаются точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности [18].

Под точностью определения местоположения СРНС понимается разность между измеренным и действительным местоположениями. При этом считается, что вероятность определения местоположения находится в пределах требований к точности и составляет не менее 95% для любого измеренного местоположения. Характерной особенностью спутниковых навигационных систем, является то, что из-за орбитального движения навигационных спутников, ошибки определения местоположения меняются во времени. В связи с этим точность спутниковой навигационной системы определяется как вероятность для каждого конкретного измерения. Если проводится большое число независимых измерений, то больше 95% из них должны удовлетворять требованиям к точности.

При применении наземного функционального дополнения для посадки воздушных судов по первой категории метеоминимума точность по высоте должна быть менее 4 м – 6 м (2σ), в горизонтальной плоскости 16 м (2σ). Основным показателем точности наземного функционального дополнения является среднеквадратичное отклонение (RMS) измерения псевдодальности.

На рис. 2.11, ..., рис. 2.14 приведены результаты моделирования RMS в зависимости от количества навигационных опорных приемников для GBAS классов А (RMSA), В (RMSB) и С (RMSC) при различных углах возвышения навигационных спутников. Из этих результатов следует, что при числе опорных приемников 3 (4) точность для обеспечения посадки для I категории может быть обеспечена.

Поскольку точность определения местоположения зависит от геометрического положения навигационных спутников на момент измерений, то при прогнозировании показателей точности широко применяются понятия геометрического фактора. Эта характеристика рассматривается в соответствующих разделах.

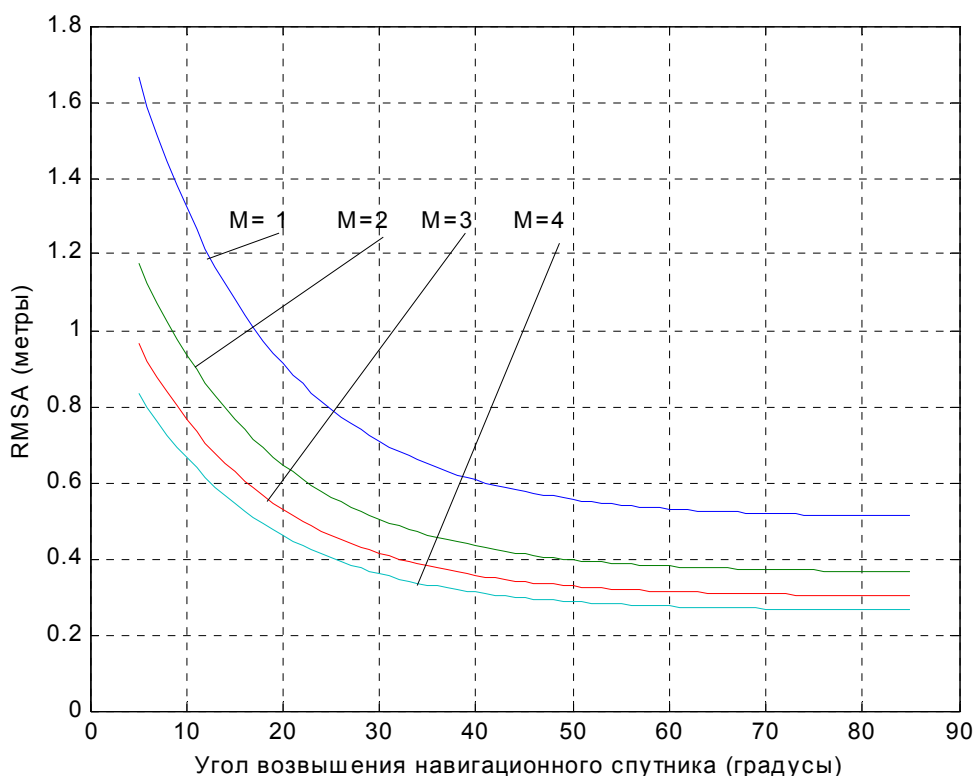


Рис. 2.11. Зависимость *RMSA* от угла возвышения спутника

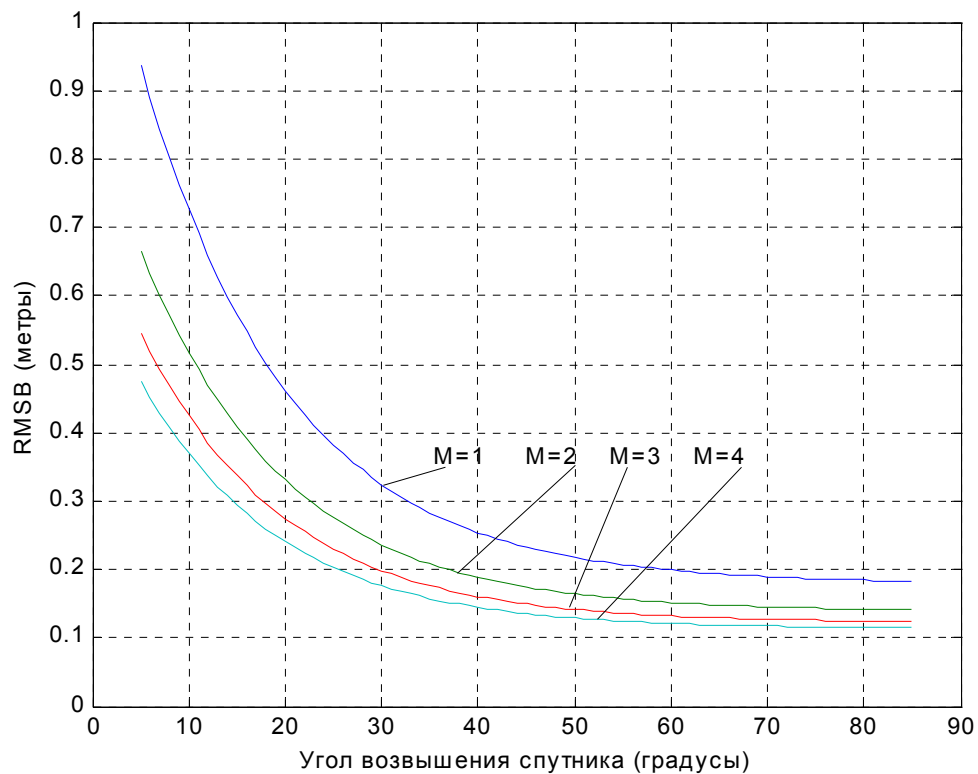


Рис. 2.12. Зависимость $RMSB$ от угла возвышения спутника

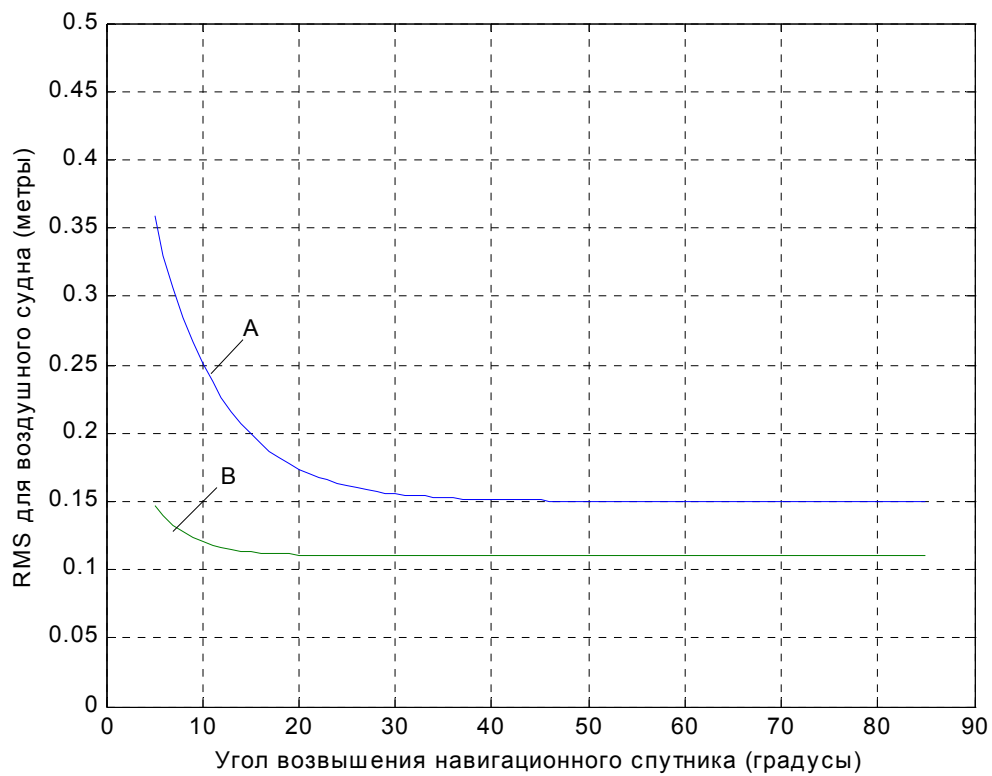


Рис. 2.13. Зависимость RMS для категорий А и В от угла возвышения спутника

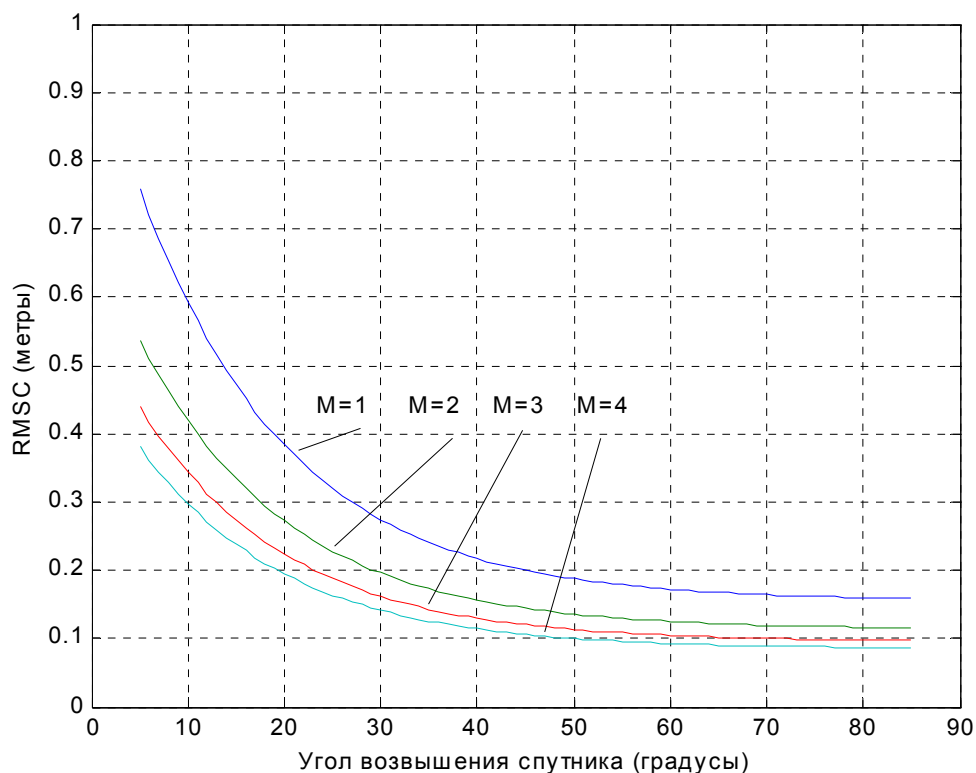


Рис. 2. 14. Зависимость *RMSC* от угла возвышения спутника

Целостность (*Integrity*) в спутниковой радионавигационной системе является одним из наиболее важных параметров. Это понятие определяется как мера доверия, относящаяся к достоверности информации, представляемой спутниковой системой потребителю (экипажу воздушного судна или автоматизированной системе, управляющей воздушным судном). Целостность включает в себя способность системы обеспечить пользователя своевременным и обоснованным предупреждением в том случае, если информацией пользоваться нельзя при выполнении запланированной операции (например, срабатывание сигнализации).

Целостность данных должна поддерживаться в течение всей процедуры обработки этих данных.

Так при выполнении операции точного захода на посадку по 1 категории метеоминимуму риск потери целостности согласно проекту должен быть $2 \cdot 10^{-7}$ на один заход на посадку. Что, например, обозначает: если станция GBAS передает на борт воздушного судна сообщения типа 1 (каждую секунду 2 сообщения), то из 10 миллионов сообщений только 2 могут быть недостоверными в момент времени совершения захода на посадку.

В соответствии с классификацией целостности аэронавигационной информации данные риска потери целостности GBAS при передаче сообщения типа 1 во время захода на посадку определяются как критические (2×10^{-7}). Риск потери целостности в спутниковой навигационной системе GBAS, что ее и отличает от традиционных, связан с многими характеристиками. В первую очередь станция GBAS берет на себя ответственность за характеристики

сигналов и информацию, передаваемую с навигационных спутников. В частности обнаруживает и исключает из расчетов «нездоровый» спутник не обнаруженный службой стандартного определения местоположения GPS (SPS) и службой канала стандартной точности ГЛОНАСС (CSA) [59, 36].

Определив риск потери целостности системы GBAS как вероятность потери целостности в конкретном месте в конкретное время, рассмотрим основные составляющие риска и выделим направления построения систем оценки этих составляющих. Исходным пунктом оценки риска потери целостности будем считать вероятность потери целостности при заходе на посадку вплоть до точного захода на посадку по I категории. Эта вероятность для станции GBAS должна быть меньше $1,5 \times 10^{-7}$. Из значения 2×10^{-7} на бортовое оборудование предполагается $0,5 \times 10^{-7}$.

Особенностью GBAS является то, что она содержит три аппаратных составляющих: наземный сегмент (собственно наземная станция GBAS), космический сегмент (навигационные спутники GPS, ГЛОНАСС, GEO) и бортовую спутниковую навигационную подсистему. Между этими тремя составляющими и распределяется риск потери целостности. В наземной станции GBAS должна формироваться информация о целостности собственно станции GBAS, включая радиосредства передачи корректирующей информации, и сигнала в пространстве навигационных и геостационарных спутников.

Научные исследования, натурно-модельные эксперименты, опыт создания и эксплуатация системы LAAS (США) [37] позволили сформировать распределение рисков потери целостности наземной аппаратуры типа GBAS и космического сегмента. Дерево распределения рисков изображено на рис. 2.15. Это дерево рассчитано на основании нормативных документов и стандартов США, международных стандартов и рекомендованной практики ИКАО, многолетних наблюдений за навигационными спутниками GPS службой SPS и обширных научных исследований, проводимых в США с 1975 года.

Из рис. 2.15 следует, что риск потери целостности за счет наземной аппаратной части (левая ветвь) в три раза меньше риска потери целостности из-за космического сегмента. На долю последнего приходится вероятность, равная $1,4 \times 10^{-7}$ за заход. Особо следует отметить очень малый риск потери целостности для радиоканала ($\leq 5 \times 10^{-11}$ за заход). Представленное на рис. 2.15 дерево распределения рисков потери целостности постоянно совершенствуется в части моделей для учета всех составляющих аппаратурой GBAS. Это накладывает определенные правила как на проектирование станции, так и на применение различных функциональных составляющих в ней.

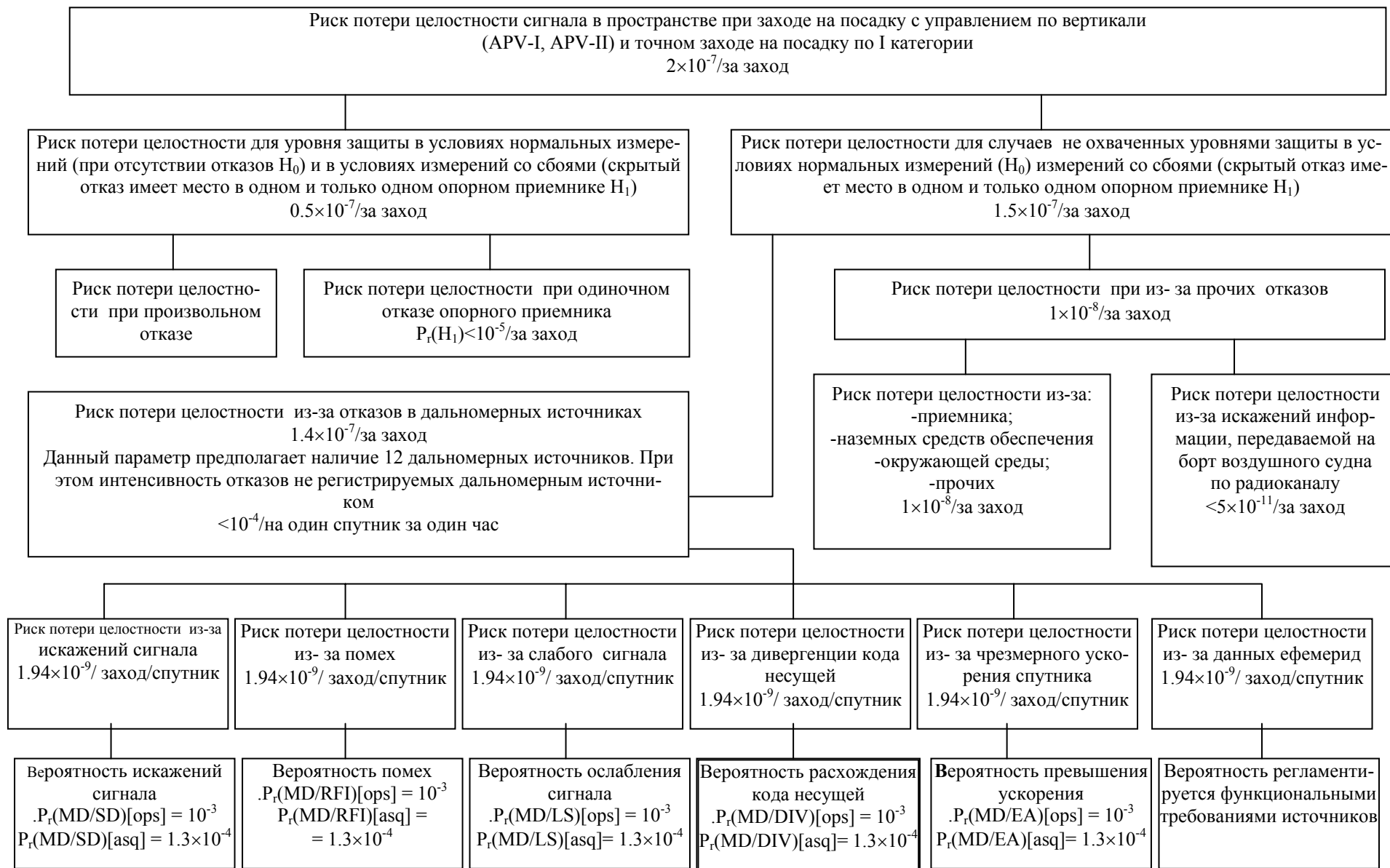


Рис. 2.15. Дерево распределения рисков

Практически по каждой составляющей дерева распределения рисков в аппаратуре должен проводиться программный или аппаратный мониторинг подтверждающий работоспособность аппаратуры или недоступность навигационных данных. Результаты мониторинга в виде интегрированного параметра передаются на борт воздушного судна в соответствующем типе сообщения.

Рассмотрим некоторые составляющие риска потери целостности из-за отказов дальномерных источников (навигационных спутников). Не смотря на то, что службой SPS производится контроль за состоянием навигационных спутников GPS и информация о «здоровье» спутника передается в навигационных данных, часть времени каждые из спутников GPS находится в зоне недоступной для службы SPS [38]. Естественно при этом допускается, что параметры сигналов, передаваемых со спутника, могут по различным причинам не соответствовать гарантированным техническим требованиям. Эти отклонения и должна выявить наземная система, оценить целостность системы без учета данных нездорового спутника, передать информацию о «нездоровье» навигационного спутника и подтвердить возможность применения навигационной системы при проведении соответствующей операции.

Составляющей риска потери целостности является искажение сигнала передаваемого со спутника. Навигационный спутник передает информационные сигналы, модулированные псевдослучайной последовательностью импульсов. Со спутник GPS за одну миллисекунду передается 1023 импульса, со спутника ГЛОНАСС - 511. В опорных приемниках наземной станции имеются точные копии этих сигналов. При совпадении сигнала спутника и копии сигнала спутника в наземной станции вырабатывается информация о псевдодальности до данного спутника, которая вычисляется с определенной погрешностью. Если характеристики сигнала спутника превышают допустимые отклонения, то погрешность определения псевдодальности становится неконтролируемой и данный спутник необходимо исключить при дальнейших расчетах.

Непрерывность обслуживания, показатель, который связан непосредственно с основными выходными параметрами спутниковой навигационной системы - точностью и целостностью и определяется, как способность системы обеспечить выходные навигационные параметры с заданной точностью и целостностью на интервале времени проведения соответствующей операции. В случае точного захода на посадку непрерывность есть вероятность обеспечения выходных параметров на коротком интервале времени ($1 - 8 \times 10^{-6}$ в любые 15 секунд). Выходными параметрами системы типа GBAS являются данные, приведенные в соответствующих типах сообщений, передаваемых по ОБЧ радиоканалу и параметры радиоканала, предусмотренные требованиям к системе. Требования непрерывности при заходе на посадку разделяются на требования к наземному функциональному дополнению и требования

к бортовому оборудованию. Непрерывность спутниковой навигационной системы существенно зависит от доступности источников дальномерных сигналов, которые влияют на точность и целостность.

Дерево распределения рисков потери непрерывности представлено на рис. 2. 16.

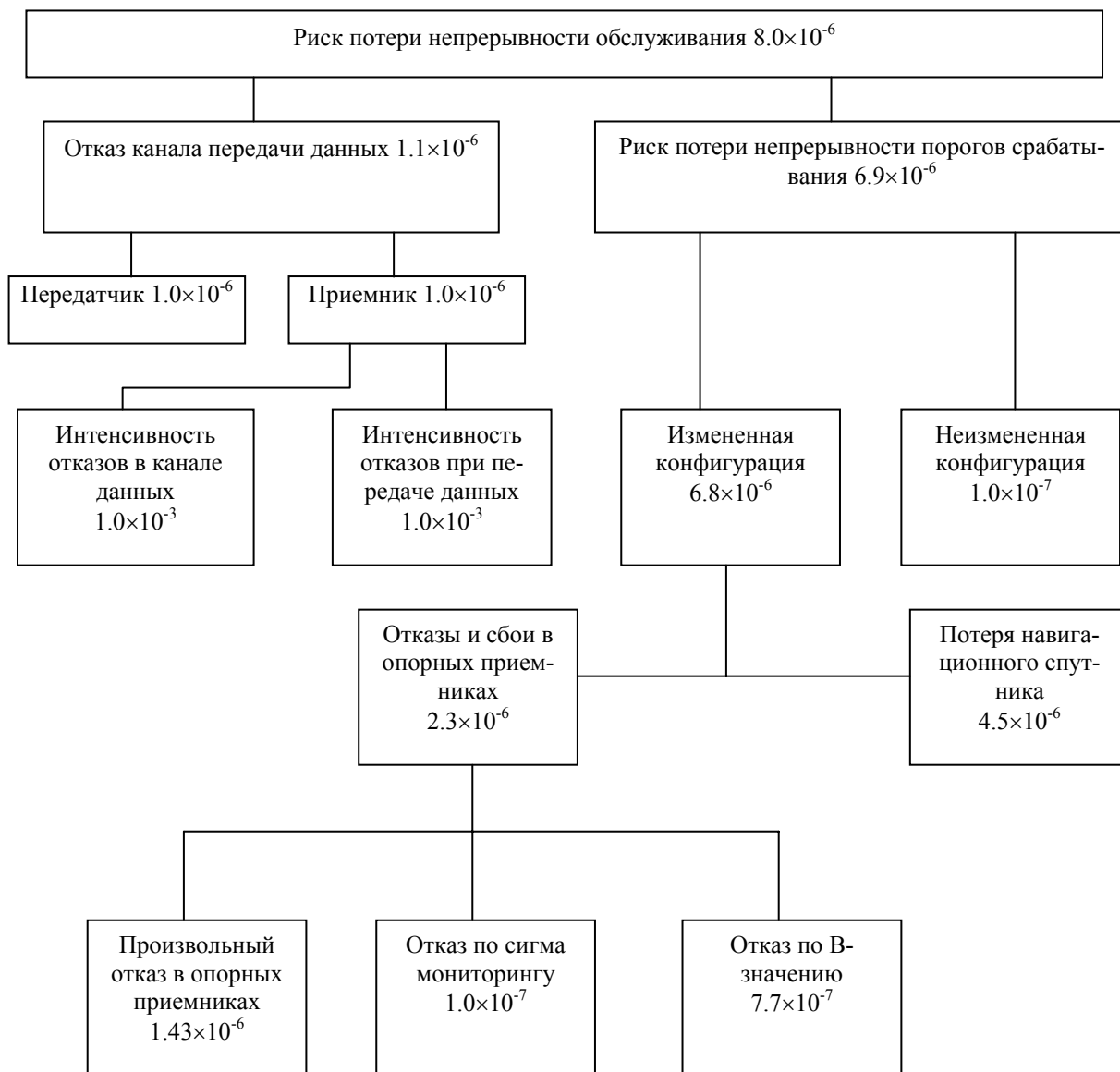


Рис. 2. 16. Дерево распределения рисков потери непрерывности

Для процедуры точного захода на посадку по 1 категории метеоминимума риск потери непрерывности не должен превышать 8.0×10^{-6} за 15 секунд.

Параметр содержит две главных составляющих: риск потери непрерывности при передаче данных по ОВЧ цифровому радиоканалу в диапазоне частот 108-118 МГц; риск потери непрерывности порогов срабатывания сигнализации из-за наземной аппаратуры обрабатывающей навигационные сигналы спутников GPS, ГЛОНАСС, GEO, SBAS и собственно навигационных спутников.

Отказы или сбои в ОВЧ канале передачи данных касается передатчика наземной станции, бортового приемника, наземного и бортового антенно-фидерных устройств.

Оценка риска потери непрерывности канала передачи данных может быть выполнена с помощью модели канала (рис. 2.17).

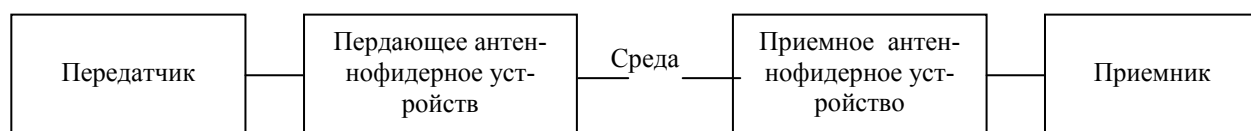


Рис. 2.17. Модель канала передачи данных

Параметры надежности (интенсивности отказов) передатчика и приемника оценивается по методикам, широко применяемым при разработке технических систем.

Основной характеристикой параметров надежности является среднее время безотказной работы (время наработки на один отказ). В настоящее время в приемниках и передатчиках применяемых в западных странах величина этого параметра значительно больше 40000 часов, что на порядок больше, чем в аппаратуре, применяемой в настоящее время в отечественной авиации. И, тем не менее, как правило, передатчик наземной станции резервируется.

Оценка потери непрерывности из-за распространения электромагнитных волн по линии «земля-борт» является более сложной задачей. Для ее решения требуется создание модели включающей в себя форму диаграммы направленности наземной и бортовой антенн, физические характеристики земной поверхности (для наземной станции) для различных времен года, географическое расположение наземной антенны, траекторию движения воздушного судна и ряд других факторов. Так в зависимости от высоты расположения антенны наземной станции и характера подстилающей поверхности диаграмма направленности антенны имеет изрезанный характер. Теоретические «провалы» в диаграмме направленности превышают 10-20 дБ, поэтому задача передачи сигнала требует применения теории статистической радиосвязи. При этом необходимо еще учитывать и движение воздушного судна по определенной траектории с заданной скоростью.

Вторая ветвь риска потери непрерывности касается наземных аппаратурных средств, обрабатывающих навигационные сигналы спутников и собственно самих навигационных спутников.

В силу того, что навигационные спутники движутся по орбитам, то в течение 15 секунд в зоне видимости наземной станции конфигурация спутников может измениться - одни спутники уйдут за горизонт, а другие - появятся. Кроме того, что именно в этот момент может произойти непрогнозируемый отказ спутника или потеря спутника, например, из-за слабого сигнала. При этом все вычисления, сделанные в наземной станции, должны либо под-

твердить, что порог срабатывания сигнализации не вышел за установленный предел, либо дать сообщение, что наземная система недоступна и воздушное судно должно перейти на альтернативные средства навигации.

Риск потери непрерывности обслуживания связан с риском потери целостности. Поэтому и модели рисков как в аппаратном, так и программном построении увязываются между собой. При оценке непрерывности обслуживания спутниковой навигационной станции важной составляющей является прогнозируемая доступность навигационных спутников. Эта характеристика может быть получена задолго до вылета или посадки на основании альманаха, передаваемого со спутников.

Эксплуатационная готовность (надежность) определяется интервалами времени, в течение которого спутниковая навигационная система обеспечивает воздушное судно достоверной навигационной информацией, необходимой для управления полетами воздушного судна. Данная характеристика является не оперативной, а прогнозируемой и включает в себя составляющие систем GPS, ГЛОНАСС, SBAS, GBAS, а также показатели надежности всех систем.

2.2.2 Требования к GNSS и ее составляющим

Требования к GNSS и элементам GNSS, предъявляемые нормативными документами ИКАО [11].

Требования к характеристикам GNSS формируются из совокупности требований, предъявляемых к элементам GNSS, бортовому оборудованию воздушных судов и способности воздушного судна совершать движение по желаемой траектории.

При формировании требований к GNSS было введено понятие безотказного приемника пользователя GNSS, который должен иметь номинальные характеристики по точности и времени предупреждения и не иметь отказов, касающихся целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности других составляющих GNSS (ГЛОНАСС, GPS, GBAS, SBAS). Номинальные требования к безотказному приемнику приведены далее в соответствующем подразделе.

Количественные значения требований к характеристикам сигнала GNSS в пространстве приведены в таблица 2.3.

Требования к целостности GNSS включают границу предупреждения, характеризующую пороги срабатывания сигнализации. Срабатывание сигнализации дает пилоту воздушного судна предупреждение о выходе параметра целостности за пределы допуска. Риск потери целостности распределяется между рисками потери целостности комбинаций подсистем GNSS (ГЛОНАСС, GPS, GBAS, SBAS) и риском потери целостности уровня защиты. Риск

потери целостности уровня защиты определяется прекращением работы или сбоями в единичных измерениях опорного (для GBAS) приемника.

Точности в горизонтальной плоскости и по вертикали задаются для самой низкой высоты при выполнении типовой операции.

Количественные данные по порогам срабатывания сигнализации приведены в таблица 2.4.

Требования к точности и времени задержки срабатывания сигнализации включают в себя аналогичные параметры безотказного бортового приемника пользователя GNSS.

Для операций на маршруте, в зоне аэродрома, начальном, промежуточном, неточном заходе на посадку и вылете понятие "непрерывность" системы GNSS определяется, как способность системы обеспечивать выходные характеристики с требуемой точностью и целостностью в течение времени необходимого для выполнения запланированной операции. При этом предполагается, что вначале операции система была доступна. Для перечисленных операций непрерывность имеет размерность вероятность за час. Меньшие значения непрерывности соответствуют зонам с низкой интенсивностью воздушного движения и ограниченной сложностью воздушного пространства. Большие - зонам с высокой интенсивностью воздушного движения и сложным воздушным пространством.

Таблица 2.3

Требования к характеристикам сигнала в пространстве

| Типовая операция | Точность в горизонтальной плоскости с вероятностью 95% | Точность по вертикали с вероятностью 95% | Целостность | Время до предупреждения | Непрерывность | Эксплуатационная готовность | Соответствующие типы RNP |
|--|--|--|-----------------------------|-------------------------|---|-----------------------------|--------------------------|
| Полет по маршруту | 3,7 км (2,0 м.мили) | Не назначена | $(1-10^{-7})/ч$ | 5 мин | От $(1-10^{-4})/ч$ до $(1-10^{-8})/ч$ | От 0,99 до 0,99999 | 20...10 |
| Полет по маршруту или в зоне аэродрома | 0,74км (0,4 м. мили) | Не назначена | $(1-10^{-7})/ч$ | 15с | От $(1-10^{-4})/ч$ до $(1-10^{-8})/ч$ | От 0,999 до 0,99999 | 5... 1 |
| Начальный заход на посадку, промежуточный заход на посадку, неточный заход на посадку (NPA), вылет | 220м (720 фут) | Не назначена | $(1-10^{-7})/ч$ | 10с | От $(1-10^{-4})/ч$ до $(1-10^{-8})/ч$ | От 0,99 до 0,99999 | 0,5 ... 0,3 |
| Заход на посадку с управлением по вертикали (APV-I) | 220м (720 фут) | 20м (66 фут) | $(1-2*10^{-7})$ за заход | 10с | $(1-8*10^{-6})$ в любые 15 с | От 0,99 до 0,99999 | 0,3/125 |

| Типовая операция | Точность в горизонтальной плоскости с вероятностью 95% | Точность по вертикали с вероятностью 95% | Целостность | Время до предупреждения | Непрерывность | Эксплуатационная готовность | Соответствующие типы RNP |
|--|--|--|--------------------------|-------------------------|------------------------------|-----------------------------|--------------------------|
| Заход на посадку с управлением по вертикали (APV-II) | 16,0м (52 фут) | 8,0м (26 фут) | $(1-2*10^{-7})$ за заход | 6с | $(1-8*10^{-6})$ в любые 15 с | От 0,99 до 0,99999 | 0,03/50 |
| Точный заход на посадку по 1 категории | 16,0м (52 фут) | от 6,0 м до 4,0 м (20 фут- 13 фут) | $(1-2*10^{-7})$ за заход | 6с | $(1-8*10^{-6})$ в любые 15 с | От 0,99 до 0,99999 | 0,02/40 |

Примечания. 1. Эксплуатационная готовность системы- 0.99...0.99999.

2. Типы RNP 0.3/125, 0.03/50, 0.02/40 обозначают границы воздушного пространства в горизонтальной плоскости ± 0.3 , ± 0.03 , ± 0.02 м. мили и в вертикальной плоскости 125, 50, 40 футов соответственно.

Для операций захода на посадку и посадке понятие непрерывность определяется аналогично, приведенным выше, но оценивается как вероятность за любые 15 секунд в интервале времени, необходимом для выполнения операции посадки.

Таблица 2.4

Пороги срабатывания сигнализации

| Типовая операция | Порог срабатывания по горизонтали | Порог срабатывания по вертикали | Соответствующий тип(ы) RNP |
|---|-----------------------------------|---|----------------------------|
| Полет на маршруте | 7,4 км (4 м. мили) | Не назначено | От 20 до 10 |
| На маршруте | 3,7 км (2 м. мили) | Не назначено | От 2 до 5 |
| Полет на маршруте, полет в зоне аэродрома | 1,85км (1 м. мили) | Не назначено | 1 |
| NPA | 556м (0,3 м. мили) | Не назначено | От 0,5 до 0,3 |
| APV-I | 556м (0,3 м. мили) | 50м (164 фут) | 0.3/125 |
| APV-II | 40,0м (130 фут) | 20,0м (66 фут) | 0.03/50 |
| Точный заход на посадку по I категории | 40,0м (130 фут) | От 15,0м до 10,0м (от 50 фут до 33 фут) | 0,02/40 |

Для требований эксплуатационной готовности дается диапазон значений, поскольку эти требования зависят от эксплуатационной потребности, которая основана на нескольких факторах, включая: частоту выполнения операций, погодные условия, масштаб и продолжительность отказов, эксплуатационную готовность альтернативных средств навигации, зону

действия радиолокатора, интенсивность воздушного движения и обратимость эксплуатационных процедур. Более низкие значения требований соответствуют минимальной эксплуатационной готовности, при которой система GNSS используется на практике, но не может адекватно заменить другие средства навигации (не GNSS). Более высокие приведенные значения для маршрутной навигации соответствуют использованию GNSS в качестве единственного средства навигации в некоторой области. Более высокие приведенные значения для операций захода на посадку и вылета отвечают требованиям к эксплуатационной готовности в аэропортах с большим объемом воздушного движения в предположении, что операции посадки и взлета на нескольких взлетно-посадочных полосах взаимосвязаны, но используемые отдельные эксплуатационные процедуры гарантируют безопасность операции.

Эксплуатационная готовность на маршруте учитывает следующие факторы:

- интенсивность воздушного движения;
- наличие альтернативных GNSS навигационных средств;
- зоны действия первичного и вторичного наблюдений;
- воздушное движение и процедуры пилотирования;
- продолжительность перерывов в GNSS.

Эксплуатационная готовность при заходах на посадку учитывает следующее:

- интенсивность воздушного движения;
- процедуры по предоставлению данных и выполнению заходов на посадку на запасном аэродроме;
- навигационные системы запасного аэродрома;
- воздушное движение и процедуры пилотирования;
- продолжительность перерывов в GNSS;
- географические размеры необслуживаемой области во время перерывов.

Требования к характеристикам GNSS для выполнения точного захода на посадку по II и III категориям находятся на разработке в ИКАО.

Требования морских и речных пользователей к системы GNSS регламентируются международной морской организацией (ИМО), стандартами RTCM, нормативными документами государств, внедряющих спутниковые навигационные технологии. Некоторые требования речных и морских пользователей США приведены в таблица 2.5 [39].

Требования морских и речных пользователей к системе GNSS

| Требования | Точность определения плановых координат, м | | Доступность системы, % | Интервал измерений координат, с (число измерений) | Вероятность разрешения неоднозначности, % |
|---|---|--------------------------|-------------------------------|--|---|
| | Прогнозируемая | Повторяющаяся | | | |
| Внутренние водные пути | | | | | |
| Безопасность навигации: больших судов и буксиров | 2...5 | 2...5 | 99.9. | 1...2 . (2) | 99.9 |
| Безопасность навигации прогулочных теплоходов и малых судов | 5...10 | 5...10 | 99.9. | 5...10 . (2) | 99.9 |
| Проектные работы на реке | 0.1...5 | 0.1...5 | 99.0. | 1...2 (2...3) | 99.9 |
| Подход к гавани вход в гавань | | | | | |
| Безопасность навигации: большие корабли и буксиры | 8...20 | Заявляется пользователем | 99.7. | 6...10 (2) | 99.9 |
| Безопасность навигации: малые суда | 8...20 | 8..20 | 99.9 | Зависит от гавани | 99.9 |
| Изыскательские работы | 1...5 | 1...5 | 99.0. | 1 . (2) | 99.9 |
| Проектные и инженерные работы в гавани | 0.1...5 | 0.1...5 | 99.0 | 1...2 (2...3) | 99.9 |
| Прибрежная зона | | | | | |
| Безопасность навигации всех судов | 460 | Заявляется пользователем | 99.7 | 120 (2) | 99.9 |
| Безопасность навигации: частные и малые суда | 460...3600 | Заявляется пользователем | 99.0 | 300 (2) | 99.9 |
| Открытое море | | | | | |
| Безопасность навигации всех судов | 3700...7400 (минимум) 1850...3700 желательно | Заявляется пользователем | 99.9 в течение 12 часов | 2 часа желательно 15 минут (2) | 99.9 |

Требования других пользователей системой GNSS. Внедрение спутниковых технологий определения места и времени носит всеобъемлющий глобальный характер. Требования, которые обеспечивают системы GPS и ГЛОНАСС могут быть положены в создание специализированных функциональных дополнений с применением особых, например, не в реальном времени, методов обработки радионавигационных сигналов. При этом могут быть полу-

чены весьма впечатляющие результаты, в частности, миллиметровая точность. Во всех подобных случаях требования к результирующим системным характеристикам формулируются пользователями и регламентируются частными нормативными документами или техническими условиями

Технические требования к элементам GNSS основаны на характеристиках систем GPS и ГЛОНАСС, заявленных Соединенными Штатами Америки и России приводятся в таблица 2.6. [59, **Ошибка! Источник ссылки не найден., Ошибка! Источник ссылки не найден., 27**].

Таблица 2.6

Характеристики систем GPS и ГЛОНАСС

| Характеристика | GPS | ГЛОНАСС |
|---|--------------------------|-------------------------|
| Ошибка определения местоположения в горизонтальной плоскости, м (фут) для 95% времени для 99. 99% времени | 100 (330) 300 (985) | 28 (92) 140 (460) |
| Ошибка в вертикальной плоскости, м (фут) для 95% времени для 99. 99% времени | 156 (510) 500 (1640) | 60 (196) 585 (1920) |
| Ошибки при передаче данных времени в GPS или в ГЛОНАСС, нс, для 95% времени | ≤ 340 | ≤ 700 |
| Ошибки определения дальности до спутника, м (фут) | 150 (490) | Не приводится |
| Ошибка скорости изменения дальности до спутника, м/с (фут/с) | 2 (6.6) | Не приводится |
| Ошибка ускорения изменения дальности до спутника, м/с, (фут/с) | 0.019 (0.06) | Не приводится |
| Эксплуатационная готовность (глобальное среднее), % | ≥ 99.85 | ≥ 99.64 |
| Надежность (глобальное среднее), % | ≥ 99.97 | ≥ 99.98 |
| Зона действия (глобальное среднее), % | ≥ 99.9 | ≥ 99.9 |

| Характеристика | GPS | ГЛОНАСС |
|--------------------------------|---|--|
| Несущая частота МГц | 1575,542 (L1 GPS); 1227.6 (L1 GPS); 1176.45 (L1 GPS); с использованием метода кодowego разделения кана- лов (CDMA) | 1598.0625...1609.315 (L1 ГЛОНАСС); 1242.9375...1251.6875 (L2 ГЛОНАСС); с использованием метода час- тотного разделения каналов (FDMA). |
| Ширина спектра сигнала, МГц | ± 12 с центром на частоте L1 | ±5.75 МГц с центром на каж- дой несущей частоте |
| Поляризация | Правосторонняя круговая (по часовой стрелке в направлении излучения) | |
| Уровень мощности сигнала, дБВт | -155...-160 на частоте L1 GPS | -155.2...-161 в диапазоне L1 ГЛОНАСС |
| Модуляция несущей частоты | Двухпозиционная фазовая манипуляция (BPSK) на частотах L1, L2 GPS | Двухпозиционная фазовая ма- нипуляции (BPSK) |
| Время | Время GPS привязано к сис- теме координированного всемирного времени UTC (USNO [40]). | Время ГЛОНАСС привязыва- ется к шкале UTC (SU) |
| Система координат | WGS-84 | ПЗ-90 |
| Навигационная информация | Данные для определения: времени излучения сигнала спутника; координат спутника; состояние спутника; параметры бортовой шкалы времени спутника; параметры задержки сигнала; поправка к UTC; состояние орбитальной группировки | |

Следует отметить, что приведенные характеристики системы GPS по точности после снятия Правительством США режима селективного доступа при практическом применении системы дают меньшие в несколько раз значения, чем в табл. 1. 16. Проводимые нами в течение двух лет наблюдения с применением одночастотного приемника показывают устойчивые значения точности определения координат в горизонтальной плоскости меньше 4 м (2σ), а высоты – 8 м (2σ). Кроме того, точности определения координат системой GPS (таблица 2.6) касаются одночастотного режима работы. При использовании двух (трех) частотных навигационных приемников погрешности определения координат будут значительно меньшие.

Предполагаемы характеристики системы GALILEO [29, 41]:

зона обзора - глобальная, распространяется на весь земной шар и околоземное пространство;

точность определения координат с вероятностью 95%- в горизонтальной плоскости 4 м, в вертикальной плоскости 8 м;

риск потери непрерывности- $8 \cdot 10^{-7} / 15$ с;
 эксплуатационная готовность- 99%...99.9%;
 целостность- риск потери целостности $2 \cdot 10^{-7}$, время предупреждения 6 с, пороги тревоги: в горизонтальной плоскости 12 м, в вертикальной плоскости 20 м;
 система координат- предполагается, что система координат GALILEO будет построена на опорных станциях слежения за спутниками GALILEO и будет незначительно отличаться от WGS 84;
 системное время GALILEO будет привязано к атомному времени (TAI);
 радиочастотные характеристики приводятся в таблица 2.7.

Таблица 2.7

Радиочастотные характеристики системы GALILEO

| Обозначение диапазона (поддиапазона) частот | Значение частоты (центральная частота) МГц | Тип модуляции | Скорость передачи данных Msp/s | Уровень сигнала дБВт |
|---|--|--------------------------|--------------------------------|----------------------|
| E1-L1-E2 | 1563...1591 (1575.42) | BOC | 1.023 | - 158 |
| E1 | 1587...1591 | BOC | 1.023 | |
| L1 | 1563...1587 (1575.42) | BOC | 1.023 | |
| E2 | 1559...1563 | BOC | 1.023 | |
| E6 | 1260...1300 (1278.75) | BPSK (E6C), BOC (E6P) | 5.115 | |
| E5 | 1164...1214 | AltBOC или BPSK | 10.23 | |
| E5a-L5 | 1164...1191.795 (1176.450) | BPSK | 10.23 | |
| E5b | 1184...1214 (1207.140) | BPSK | 10.23 | |
| SAR | 1544...1545 | | | |

Примечание: 1. BOC (Binary Offset Coding- смещенный двоичный код) – тип модуляции. 2. AltBOC – тип модуляции;

Требования к бортовой системе функционального дополнения ABAS. Характеристики системы ABAS должны удовлетворять требованиям к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности, приведенным в таблица 2.3. При интегрировании ABAS со спутниковыми навигационными системами, инерциальной системой, другими элементами, вырабатывающими координатно-временную информацию должны решаться следующие основные задачи:

мониторинг целостности элементов GNSS путем обработки избыточной информации, поступающей от навигационных спутников (автономный контроль целостности в навигационном приемнике - RAIM). При этом должна вырабатываться информация о доступности спутников GNSS или обнаружение неисправного спутника GPS (GALILEO или ГЛОНАС), если в зоне видимости шесть и более спутников;

мониторинг целостности путем обработки информации бортовых не спутниковых элементов инерциальной навигационной системы, высотомера, часов (автономный контроль целостности бортовым оборудованием –ААИМ).

Характеристики SBAS. Система SBAS с космическими элементами GNSS и безотказным приемником GNSS должна отвечать требованиям, приведенным в таблице 2.3 к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности для выполняемой операции.

SBAS дополняет основные орбитальные группировки GPS и/или ГЛОНАСС, повышая точность, целостность, непрерывность и эксплуатационную готовность навигационного обеспечения в пределах большой зоны действия, обычно включающей несколько аэродромов.

Параметры системы SBAS:

ошибка по дальности для дальномерного сигнала от спутника SBAS без учета атмосферных эффектов - не более 25 м для 95% времени;

вероятность превышения ошибки по дальности 150 м для дальномерного сигнала от спутника SBAS- не более 10^{-5} в течение любого часа;

вероятность незапланированных отказов дальномерной функции SBAS не более 10^{-3} в течение любого;

предоставляемая корректирующая информация (основная и высокоточная дифференциальная коррекция- краткосрочные и долгосрочные поправки к эфемеридам и времени, ионосферные поправки;

зона действия - соответствует зоне действия геостационарного спутника SBAS;

зоны обслуживания - определяются каждым поставщиком услуг и публикуются при принятии систем к эксплуатации;

несущая частота- 1575.42 МГц;

спектр сигнала - 95% в полосе 24 МГц;

уровень мощности сигнала – от -153 до -161 дБВт;

поляризация- правостороннюю круговую поляризацию (по часовой стрелке в направлении излучения);

модуляция- двухпозиционной фазовой манипуляции (BPSK) псевдошумовым сигналом (код Голда) с частотой 1.023 МГц;

скорость передачи навигационного сообщения- 500 символов/с;

системное время SBAS (SNT) может отличаться от времени GPS не более 50 нс;

навигационная информация, передаваемая со спутника SBAS,- время передачи спутника SBAS, местоположение спутника SBAS, скорректированное бортовое время для всех

спутников, скорректированное местоположение для всех спутников, эффекты задержки распространения за счет ионосферы, целостность информации для местоположения пользователя, поправка к UTC, состояние уровня обслуживания.

В отношении параметров точности следует отметить, что по введенной в опытную эксплуатацию системе WAAS, на 11 аэронавигационной конференции [32] в докладах США отмечалось, что система устойчиво обеспечивает точность менее 1 метра.

Другие характеристики систем SBAS сообщаются непосредственно в эксплуатационной документации по мере создания и ввода систем в эксплуатацию. Так для системы WAAS эти данные были представлены в предварительном документе [30], аналогичном техническим условиям.

Наземная система функционального дополнения (GBAS) предназначенная для обеспечения операций точного захода на посадку по I категории метеоминимума, посадки с вертикальным наведением, вылета и наземных операций должны отвечать требованиям к системным характеристикам (таблица 2.3) по точности, целостности, непрерывности, эксплуатационной готовности для планируемой операции.

GBAS выполняет следующие функции :

обеспечение потребителей локальными поправками к псевдодальности;

обеспечение потребителей данными о станции типа GBAS;

передаче потребителям по радиоканалу данных для конечного этапа захода на посадку;

обеспечение прогнозирования данных об эксплуатационной готовности дальномерных источника;

обеспечение контроля целостности дальномерных источников GNSS и собственно станции.

Основные характеристики GBAS [11]:

зона действия – прямая видимость в верхней полусфере радиусом 43 км (23 м. мили) или более мягкие требования, определяемые размещением антенн станции относительно взлетно-посадочной полосы и параметрами схем захода на посадку;

точность - среднеквадратическое значение (RMS) составляющей наземной части GBAS в погрешность скорректированной псевдодальности для спутников GPS и ГЛОНАСС дается выражением:

$$RMS \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 \times e^{-\frac{\theta_n}{\theta_0}})^2}{M} + (a_2)^2}, \quad (2.1)$$

где

M - количество антенн наземных опорных приемников GBAS;

n - номер источник дальномерного сигнала (спутника);

θ_n - угол места n -го источника дальномерного сигнала;

a_0, a_1, a_2, θ_0 - коэффициенты, приведенные в таблица 2.8 для GPS .

Таблица 2.8

Коэффициенты для определения ошибок псевдодальности

| Показатель точности GBAS | θ_n (градусы) | θ_0 (градусы) | a_0 (м) | a_1 (м) | a_2 (м) |
|--------------------------|----------------------|----------------------|-----------|-----------|-----------|
| A | ≥ 5 | 14.3 | 0.5 | 1.65 | 0.08 |
| B | ≥ 5 | 15.5 | 0.16 | 1.07 | 0.08 |
| C | > 35 | 15.5 | 0.15 | 0.84 | 0.04 |
| | 5-35 | - | 0.24 | 0 | 0.04 |

Характеристики радиопередачи данных GBAS:

Радиопередача данных производится на выделенных несущих частотах в пределах полосы частот от 108,000 МГц до 117,975 МГц. Выделенная частота является кратной 25 кГц.

Для передачи данных используется метод многостанционного доступа с временным разделением каналов (TDMA) и структурой кадра фиксированной длины. Передача данных происходит в течение одного или двух заданных временных интервалов в каждом кадре. В каждом кадре передается одно или более сообщений.

Данные GBAS передаются в виде 3-разрядных символов, модулирующих излучаемую частоту при помощи 8-позиционной дифференциальной фазовой манипуляции со скоростью 10 500 3- разрядных символов в секунду.

Стабильность несущей частоты составляет $\pm 0.0002\%$ от выделенной частоты.

Данные сообщений GBAS кодируются систематическим кодом Рида-Соломона фиксированной длины (255, 249).

Навигационные данные содержат следующую информацию:

поправки к псевдодальности, данные по отсчету времени и целостности;

данные аэропорта;

данные конечного этапа захода на посадку ;

данные о целостности и эксплуатационной готовности источника дальномерных измерений и GBAS.

2.2.3 Бортовой приемник GNSS

Бортовой приемник GNSS должен обрабатывает сигналы спутников GNSS, которые предполагается использовать.

При проведении навигационных расчетов бортовой приемник должен исключать любой спутник признанный неработоспособным по эфемеридной информации.

Приемник должен обеспечивать непрерывное сопровождение минимум 4 спутников и решать навигационные задачи по информации этих спутников.

Приемник должен компенсировать динамическое доплеровское смещение частоты и фазы несущей частоты.

Перед решением любой навигационной задачи в приемнике должна применяться процедура проверки правильности использования времени и параметров эфемерид.

Помимо изложенного, к GNSS приемнику предъявляются и другие требования, оговоренные стандартами.

При формировании требований к GNSS вводится понятие безотказного приемника пользователя GNSS.

Безотказный приемник должен обладать номинальными характеристиками по точности и времени предупреждения и не должен иметь отказов, касающихся целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности других составляющих.

Безотказный приемник должен обладать номинальными характеристиками по точности и времени предупреждения и не должен иметь отказов, касающихся целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности других составляющих GNSS (SBAS, GBAS, GPS, ГЛОНАСС).

Номинальные ошибки безотказного приемника определяются коэффициентом шума приемника, многолучевостью от корпуса воздушного судна, некомпенсированными тропосферными погрешностями.

Для бортового безотказного приемника, функционирующего с системой SBAS среднеквадратическое значение погрешности скорректированной псевдодальности не должно превышать 1.8 м без учета многолучевости и остаточных атмосферных погрешностей при худшей помеховой обстановке для операции точного захода на посадку и 5 м в других случаях.

Для приемника, функционирующего с системой GBAS среднеквадратическое значение погрешности скорректированной псевдодальности определяется соотношением

$$\sigma_{pr-air} \leq a_0 + a_1 \times e^{-\frac{\theta_n}{\theta_0}}, \quad (2.2)$$

где:

n - номер источник дальномерного сигнала (спутника);

θ_n - угол места n -го источника дальномерного сигнала;

a_0, a_1, θ_0 - коэффициенты, приведенные в таблица 2.9 для GPS

Таблица 2.9

Коэффициенты для определения ошибок скорректированной псевдо дальности

| Обозначение класса точности воздушного судна | θ_n (градусы) | θ_0 (градусы) | a_0 (м) | a_1 (м) |
|--|----------------------|----------------------|-----------|-----------|
| A | ≥ 5 | 6.9 | 0.15 | 0.43 |
| B | ≥ 5 | 4.0 | 0.11 | 0.13 |

В составляющую σ_{pr-air} не включаются ошибки измерений обусловленную влиянием многолучевости от корпуса воздушного судна. Для бортового приемника системы ГЛОНАСС данные таблица 2.9 не действительны.

РАЗДЕЛ 3 СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ

3.1 Координаты, время, движение навигационных спутников

3.1.1 Системы координат в спутниковых радионавигационных технологиях

Основной задачей технологии спутниковой радионавигации является определение координат, скорости и ускорения объектов на поверхности Земли и околоземном пространстве в указанный момент времени. Для определения положения объекта в пространстве требуется задать систему координат (начало, опорные направления, основные плоскости) и время [42, 43-45, 46,47, 48, 49, 50].

В спутниковых радионавигационных системах используются относительные геоцентрические системы координат WGS-84 [16] и ПЗ-90 [51], инерциальная (абсолютная, неподвижная) геоцентрическая система координат, топоцентрическая система координат, географическая и пространственная эллипсоидные системы координат. Начала, опорные направления и основные плоскости систем координат связаны с воображаемыми линиями и точками на поверхности Земли и небесной сфере.

Начала координат могут быть в центре масс Земли, а также в любой точке на поверхности Земли или околоземном пространстве.

Опорные направления выбираются на: точки Севера или Юга и совмещаются с осью вращения Земли; на точку весеннего равноденствия γ ; на Гринвичский меридиан; на точки Северного и/или Южного полюса Земли.

За опорные плоскости принимаются плоскость экватора, проходящая через центр масс Земли и нормаль к плоскости экватора, совпадающую с осью вращения Земли; плоскость Гринвичского меридиана, орбитальные плоскости навигационных спутников; плоскости перпендикулярные к нормальям, восстановленным к поверхности эллипсоида, аппроксимирующего геоид [42, 79, **Ошибка! Источник ссылки не найден.**, 16].

Относительная геоцентрическая система координат WGS-84 применяется в спутниковой системе GPS, космическом и наземном функциональных дополнениях SBAS и GBAS, ее параметры используются в алгоритмах обработки информации в спутниковых навигационных приемниках потребителей.

Начало и оси WGS-84 задаются следующим образом:

начало координат – центр масс Земли;

ось Z направлена в сторону обычного земного полюса [Conventional Terrestrial Pole

(СТР)], как это определено Международным бюро времени [Bureau International de l'Heure (BIH)] на основе координат для пунктов BIH;

ось X направлена в точку пересечения исходного меридиана WGS-84 и плоскости экватора, в качестве исходного меридиана принимается нулевой меридиан, определенный на основе координат для пунктов ВИН;

ось Y дополняет ортогональную правостороннюю систему координат с началом в центре масс Земли, т. е. расположенную в плоскости экватора под углом 90° к востоку от оси X .

Помимо системы координат WGS-84, как глобальная опорная система включает в себя модель Земли в виде набора параметров. Основные параметры WGS-84 приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1

Основные параметры WGS-84 и ПЗ 90

| Параметры | Обозначения | Значение WGS – 84 | Значение ПЗ-90 |
|---|---------------------|------------------------------------|---|
| Большая полуось эллипсоида | a | 6378137 м | 6378136 м |
| Сплюснутость | f | 1/298,257223563 | 1/298,257839303 |
| Угловая скорость вращения Земли | ω_e □ | $7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с | $7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с |
| Скорость света | c | $2,99792458 \cdot 10^8$ м/с | $2,99792458 \cdot 10^8$ м/с |
| Геоцентрическая гравитационная постоянная с учетом массы атмосферы Земли | GM или (μ) | $398600,5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ | $398600,44 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$ |
| Нормализованный коэффициент второй зональной гармоники гравитационного потенциала | \overline{C}_{20} | $-484,16685 \cdot 10^{-6}$ | $-484,165 \cdot 10^{-6}$ |

Относительная геоцентрическая система координат ПЗ-90 применяется в спутниковой системе ГЛОНАСС, наземном функциональном дополнении GBAS, в спутниковых навигационных приемниках потребителей. В ПЗ-90 начало координат и направления осей близки к WGS-84. Основные параметры ПЗ-90 приведены в таблице 3.1.

Связь между системами WGS-84 и ПЗ-90 устанавливается соотношением

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} mm & ez & -ey \\ -ez & mm & ex \\ ey & -ex & mm \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}, \quad (3.1)$$

где $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ – сдвиг начала координат;

mm – масштабный коэффициент;

ex, ey, ez – углы вращения вокруг осей (размерность радианы).

В технической литературе, посвященной вопросам преобразования координат необходимые данные для расчета по выражению (3.1) для преобразования координат из системы ПЗ-90 в WGS-84 еще окончательно не установлены. Для других координатных систем достаточно обширную информацию можно найти в работе [47].

В документе ИКАО [11] выражение ((3.1) представлено в преобразованном виде:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + (1 + mm) \begin{bmatrix} 1 & ez1 & -ey1 \\ -ez1 & 1 & ex1 \\ ey1 & -ex1 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}, \quad (3.2)$$

где

$$ex1 = \frac{ex}{1 + mm}, ey1 = \frac{ey}{1 + mm}, ez1 = \frac{ez}{1 + mm}$$

Переход от ((3. 1) к (3. 2) выполнен посредством матричного преобразования и нормирования углов вращения осей. В таблица 3.2 представлены известные нам данные по параметрам в (3. 2)

Таблица 3.2

Параметры преобразования координат

| ΔX | ΔY | ΔZ | mm | $ex1$ | $ey1$ | $ez1$ |
|------------|------------|------------|-----------------------|---------------------|--------------------|------------------------|
| 0 | 0 | 4 | 0 | 0 | 0 | $-3 \cdot 10^{-6}$ |
| -1,1 | -0,3 | -0,9 | $-0,12 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 0 | $-0,82 \cdot 10^{-6}$ |
| 0 | 2,5 | 0 | 0 | 0 | 0 | $-1,9 \cdot 10^{-6}$ |
| -0,47 | -0,51 | -2 | $22 \cdot 10^{-9}$ | $-12 \cdot 10^{-9}$ | $-5 \cdot 10^{-9}$ | $-1,728 \cdot 10^{-6}$ |

Переход от системы координат ПЗ-90 к WGS-84 выполняется по выражению [52]

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} = \frac{1}{(1 + mm)} \cdot \begin{bmatrix} 1 & -ez1 & ey1 \\ ez1 & 1 & -ex1 \\ -ey1 & ex1 & 1 \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} - \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \right), \quad (3.3)$$

При получении (3.3) были исключены члены, представляющие произведения углов вращения, порядок которых не превышал 10^{-12} .

Данные альманаха навигационных спутников ГЛОНАСС координаты и скорости, поступающие в аппаратуру потребителя для расчета орбит спутников представлены в таком виде, что в процессе выполнения процедур расчета согласно интерфейсного контрольного документа необходимо координаты и скорости пересчитывать из относительной геоцентрической системы координат ПЗ-90 в геоцентрическую абсолютную (неподвижную) систему координат и наоборот. Понятие неподвижная система координат вполне применимо для навигационных спутников, поскольку время жизни данных альманаха составляет несколько дней, затем эти данные обновляются. Переход от относительной системы координат к абсолютной (неподвижной) и наоборот выполняется с помощью соотношений [16]

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [\psi] \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = [\psi] \times \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \omega \cdot \begin{bmatrix} -Y \\ X \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} + \omega \cdot \begin{bmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3.5)$$

где:

$$[\psi] = \begin{bmatrix} \cos(S) & -\sin(S) & 0 \\ \sin(S) & \cos(S) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$S = S_0 + \omega_e \cdot t_\lambda$$

S_0 – звездное время на гринвичском меридиане (нулевой меридиан, определенный на основе координат для пунктов ВИН);

ω_e - скорость вращения Земли;

t_λ - текущее время на долготе λ ;

X, Y, Z – координаты геоцентрической (неподвижной) системы;

x, y, z - координаты относительной системы (ПЗ-90, WGS-84);

V_X, V_Y, V_Z – скорости вдоль соответствующих осей в геоцентрической (неподвижной) системе;

v_x, v_y, v_z - скорости вдоль соответствующих осей в относительной системе (ПЗ-90, WGS-84).

Соотношения (3. 1- 3.5) используются в алгоритмах расчета координат и скорости потребителя.

Информация о местоположении объекта может представляться, как правило, не в координатах X, Y, Z , а в эллипсоидальных географических координатах широты, долготы. Пространственная эллипсоидальная географическая система координат изображена на рис. 3.1

Согласно [16] пространственная эллипсоидальная географическая система координат определена следующим образом (рис. 3.1):

Начало системы координат находится в центре масс Земли;

Географическая (геодезическая) широта (Φ) есть угол, измеряемый в меридиональной плоскости между экваториальной плоскостью и нормалью к эллипсоиду в точке P ;

Географическая (геодезическая) долгота (λ) есть угол, измеряемый в экваториальной плоскости между нулевым меридианом, определенный на основе координат для пунктов ВИН и плоскостью меридиана, проходящего через точку P .

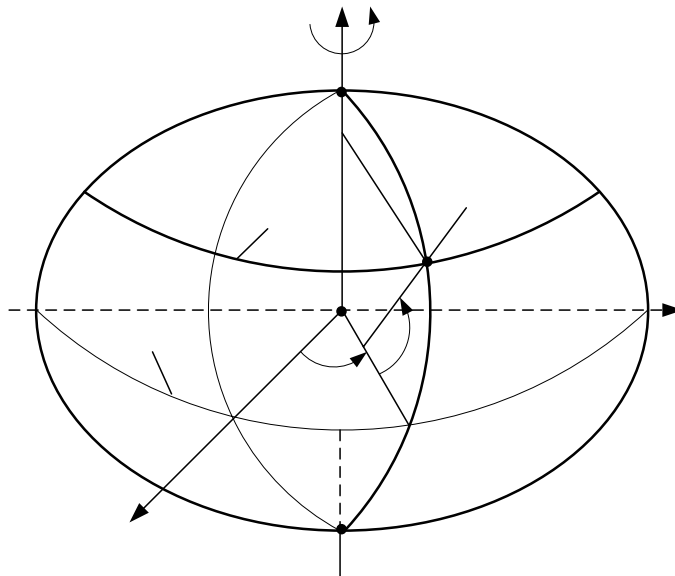


Рис. 3.1. Эллипсоидные географические координаты

В пространственной эллипсоидальной системе координат дополнительно к широте и долготе определяется высота объекта над эллипсоидом (h), (рис. 3.2). Любая точка в пространстве задается координатами Φ , λ , h и формой эллипсоида (a , f).

Высота h над эллипсоидом измеряется вдоль нормали к его поверхности.

Рассмотрим преобразование пространственных эллипсоидных координат. На рис. 3. 3 изображено сечение эллипсоида в плоскости меридиана, которое является эллипсом.

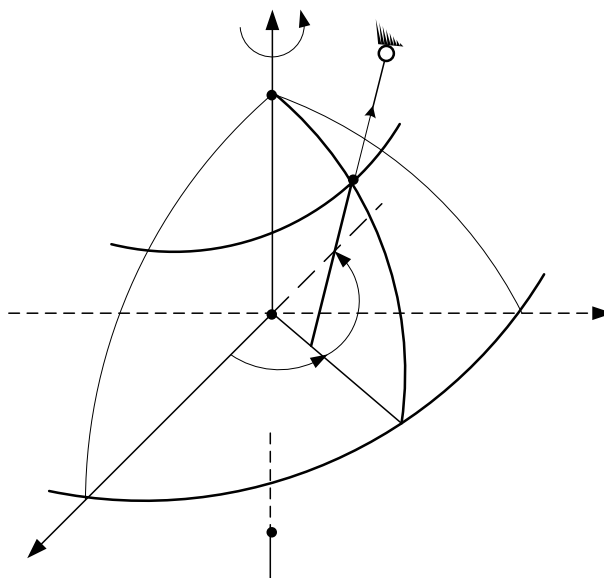


Рис. 3.2. Пространственная эллипсоидная система координат **Ошибка! Закладка не определена.**

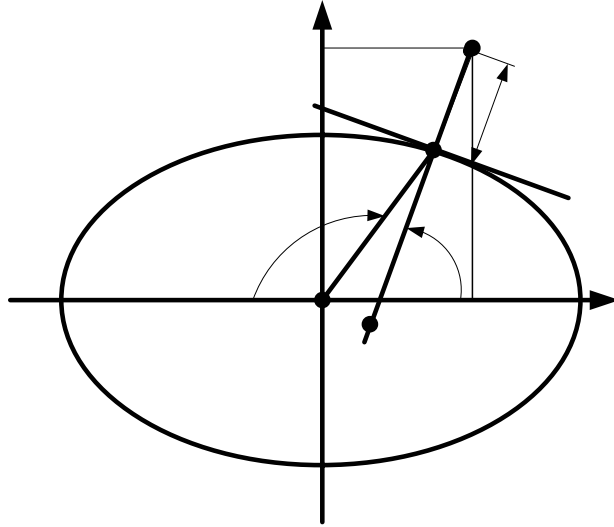


Рис. 3. 3. Сечение эллипсоида в плоскости меридиана

Больший радиус эллипса – a ориентирован вдоль оси OX_Y , меньший- b вдоль $-OZ$. Согласно приведенных ранее определений геодезической и геоцентрической широт на рис. 3. 3.. обозначено: угол Φ между нормалью к эллипсу и осью OX_Y – геодезическая широта точки P , угол Ψ между нормалью к эллипсу и осью OX_Y - геоцентрическая широта точки P , h - высота точки Q над эллипсоидом, C - центр радиуса кривизны в точке P . Точка P находится на эллипсе и является точкой пересечения нормали и касательной к эллипсу. Точки C и Q находятся на нормали к эллипсу. Если точка P задана координатами x_P, y_P, z_P , то уравнение эллипсоида в точке P имеет вид

$$\frac{x_P^2 + y_P^2}{a^2} + \frac{z_P^2}{b^2} = 1. \quad (3.6)$$

Обозначим $x_P^2 + y_P^2 = x_Y^2$ и запишем уравнение нормали к эллипсоиду, проходящей через точку P

$$\frac{z - z_P}{x_Y - x_{YP}} = \frac{a^2 \cdot z_P}{b^2 \cdot x_{YP}}. \quad (3.7)$$

В формуле (3.7)

$$\frac{a^2 \cdot z_P}{b^2 \cdot x_{YP}} = \operatorname{tg} \Phi, \quad (3.8)$$

$$\frac{z_P}{x_{YP}} = \operatorname{tg} \Psi. \quad (3.9)$$

Из выражений (3.8, 3.9) следует

$$\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg} \Psi = \operatorname{tg} \Phi ; \quad (3.10)$$

$$\operatorname{tg}(\Phi - \Psi) = \frac{\operatorname{tg} \Phi - \operatorname{tg} \Psi}{1 + \operatorname{tg} \Phi \cdot \operatorname{tg} \Psi} = \frac{(\frac{a^2}{b^2} - 1) \cdot \operatorname{tg} \Psi}{\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg} \Psi + 1} \quad (3.11)$$

$$\Phi - \Psi = \operatorname{arctg} \frac{(\frac{a^2}{b^2} - 1) \cdot \operatorname{tg} \Psi}{\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg} \Psi + 1} \quad (3.12)$$

На рис. 3. 4 изображена зависимость разности геодезической и геоцентрической широт при перемещении точки от экватора к полюсу, рассчитанная по формуле (3.12). По оси абсцисс отложена широта в градусах, по оси ординат разность геодезической и геоцентрической широт в минутах. Как следует из рисунка разница геодезической и геоцентрической широт составляет около 11.5 минут на широте 45°.

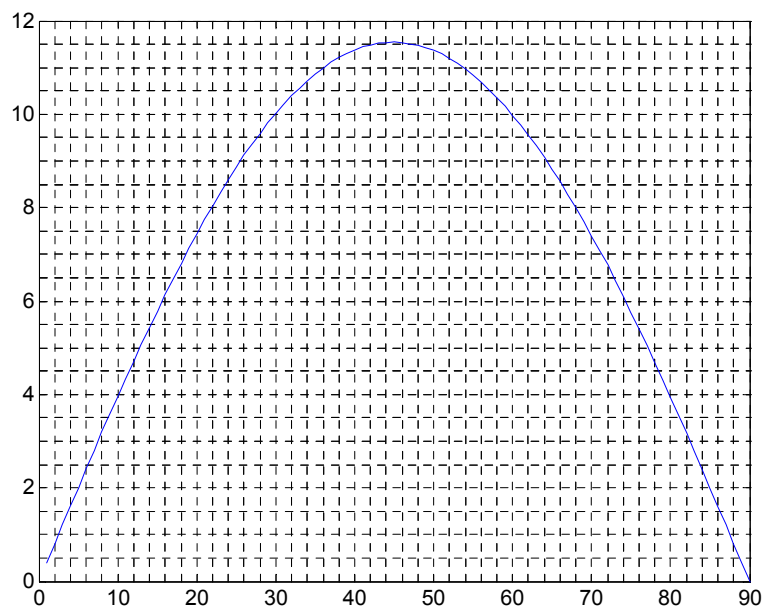


Рис. 3. 4. Зависимость разности геодезической и геоцентрической широт

Преобразование пространственных эллипсоидных координат λ, Φ, h в декартовую, правую систему координат (X, Y, Z) производится по следующему алгоритму [16]

$$\left. \begin{aligned} X &= (\nu + h) \cos(\Phi) \cos(\lambda), \\ Y &= (\nu + h) \cos(\Phi) \sin(\lambda), \\ Z &= (\nu(1 - e^2) + h) \sin(\Phi), \\ \nu &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}}, \\ e^2 &= 2f - f^2, \\ f &= \frac{a - b}{a} \end{aligned} \right\} \quad (3.13)$$

где a, b, e, f – большая полуось, малая полуось, эксцентриситет и сплюснутость эллипсоида соответственно, ν – отрезок нормали к эллипсу между точкой P и точкой пересечения нормали с осью OZ

Если X, Y, Z определены в какой либо местной системе координат, для которой известны параметры перехода к системе WGS-84, то применяется алгоритм (3. 1) и выполняется обратный переход в пространственную эллипсоидальную систему координат. Широта долгота и высота в этом случае уже будут определяться в системе WGS-84. Алгоритм расчета λ, Φ, h через координаты X, Y, Z имеет вид [16]

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= \arctg\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right) \cdot \left(1 - e^2 \cdot \frac{\nu}{\nu + h}\right)^{-1}, \\ \lambda &= \arctg\left(\frac{Y}{X}\right), \\ h &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos(\Phi)} - \nu, \\ \nu &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}} \end{aligned} \right\} \quad (3.14)$$

В (3.13 и 3.14) ν есть расстояние между точкой P и точкой пересечения нормали к эллипсу с осью OZ на рис. 3. 3. . По определению [16] ν – радиус главного вертикала.

Если высота $h = 0$, то формулы (3.14) являются точными, в ином случае расчет Φ, h в выражении (3.14) выполняется методами последовательных приближений. Обычно, достаточно пяти итераций для получения сантиметровой погрешности по высоте.

Для случая, когда итеративный алгоритм (3.14) по каким-либо причинам является неприемлемым приведем вывод соотношений для преобразования координат X, Y, Z в λ, Φ, h без итераций.

Задача формулируется следующим образом. Над эллипсоидом имеется точка заданная декартовыми координатами $Q(x_Q, y_Q, z_Q)$. Требуется определить λ, Φ, h долготу, геодезическую широту и высоту над эллипсоидом.

Выберем на эллипсе точку $P(x_P, y_P, z_P)$. Эта точка должна принадлежать нормали к эллипсу, проходящей через точку Q . По аналогии с рис. 3.3 введем ось Ox_Y . Произведем перенос центра и осей координат точки P таким образом, чтобы она переместилась по нормали, а ее координаты совпали с точкой Q (рис. 3.5).

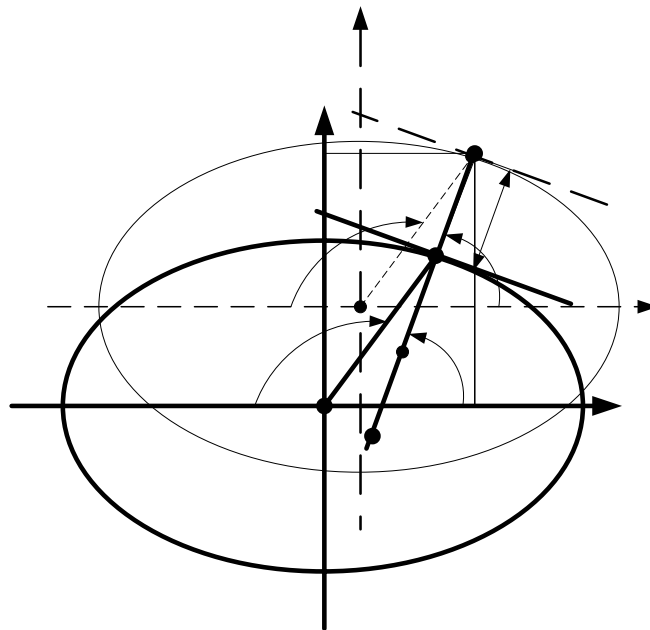


Рис. 3.5. Перемещение эллипса

Запишем уравнения эллипсов рис. 3.5 в параметрическом виде

$$\begin{aligned} x_Y &= a \cdot \cos \xi, \\ z &= b \cdot \sin \xi, \end{aligned} \tag{3.15}$$

$$\begin{aligned} x_{Y1} &= x_Y + \Delta x = a \cdot \cos \xi, \\ z_1 &= z_Y + \Delta z = b \cdot \sin \xi \end{aligned} \tag{3.16}$$

Применяя (3.15, 3.16) вычислим координаты центра радиуса кривизны точки Q , совпадающей с точкой P через первую и вторую производные

$$\begin{aligned}
X_{YC} &= \frac{a^2 - b^2}{a} \cos^3 \xi = a \cdot \varepsilon^2 \cdot \cos^3 \xi, \\
Z_{YC} &= -\frac{a^2 - b^2}{b} \sin^3 \xi = -\frac{a \cdot \varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} \cdot \sin^3 \xi.
\end{aligned}
\tag{3.17}$$

Получим уравнение касательной к эллипсу в точке Q

$$\frac{dz}{dx} = -\frac{b}{a} \operatorname{ctg} \xi.
\tag{3.18}$$

Выразим тангенс угла ξ коэффициента наклона линии перпендикулярной касательной, используя (3.18) через координаты точки Q

$$\begin{aligned}
\operatorname{tg} \xi &\approx \frac{a}{b} \cdot \frac{z_Q}{x_{yQ}}, \\
\sin^3 \xi &= \left(\frac{\operatorname{tg} \xi}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \xi}} \right)^3, \\
\cos^3 \xi &= \left(\frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \xi}} \right)^3
\end{aligned}
\tag{3.19}$$

Приближение (3.19) основной источник отличий преобразованных координат от результатов расчета по точным формулам.

Записав уравнение прямой, проходящей через точки Q и центра радиуса кривизны (3.17), которые расположены на нормали к эллипсам (рис. 3.5) определим угол Φ , являющийся геодезической широтой точек P и Q

$$\Phi = \operatorname{arctg} \frac{z_Q + \frac{a \cdot \varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} \cdot \sin^3 \xi}{\sqrt{x_Q^2 + y_Q^2} - a \cdot \varepsilon^2 \cdot \cos^3 \xi}.
\tag{3.20}$$

Высота h определяется как разность между отрезком нормали между точкой Q и точкой пересечения нормалью оси OZ и вертикалом v к точке P

$$h = \frac{\sqrt{x_Q^2 + y_Q^2}}{\cos \Phi} - \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}}.
\tag{3.21}$$

Долгота рассчитывается так же, как и в формуле (3.14)

$$\lambda = \operatorname{arctg} \left(\frac{y_0}{x_0} \right). \quad (3.22)$$

Таким образом, выражения (3.19- 3.22) позволяют выполнить преобразования координат X, Y, Z в λ, Φ, h без итераций. Отметим, что формулы (3.20- (3.21) без вывода и оценки их точности приведены в программе Clifford Kelley's (www.home.earthlink.net/~cwkelley).

Приведем сопоставление точности преобразований по приведенным выше алгоритмам. Расчеты выполнены для широты 55° , на которой имеют место большие ошибки преобразования. Вблизи экватора и полюсов ошибки преобразования существенно меньше приведенных на рис. 3.8, рис. 3. 9.

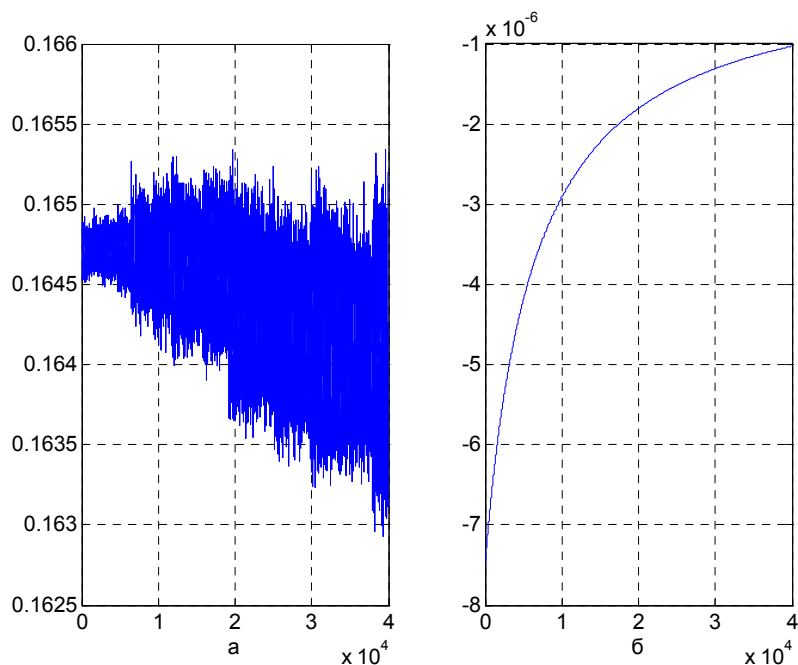


Рис. 3.6. Расчет по точным формулам [16]: а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б- погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

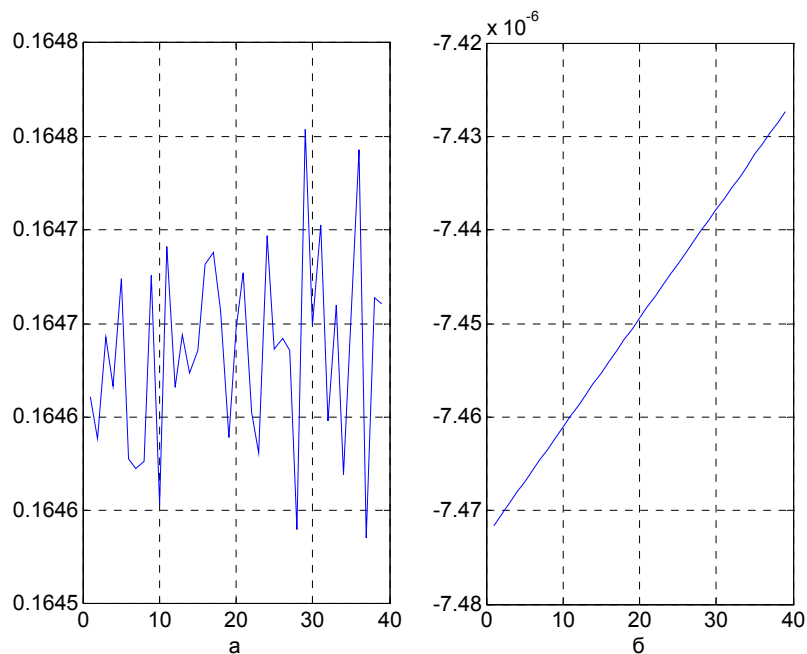


Рис. 3. 7. Расчет по точным формулам [16]: а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

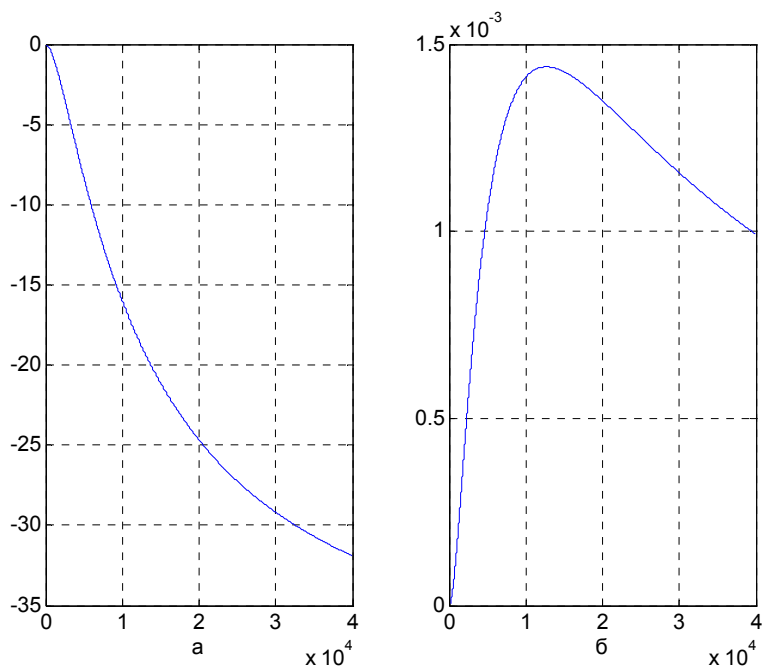


Рис. 3.8. Расчет по формулам (3.19- 3.22): а - погрешность расчета высоты (сантиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

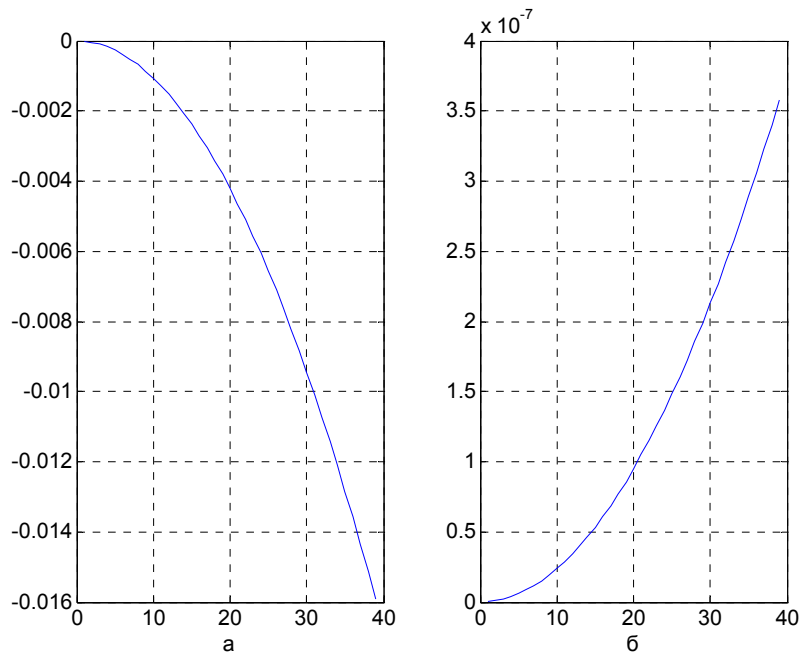


Рис. 3. 9. Расчет по формулам (3.19- 3.22): а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б- погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

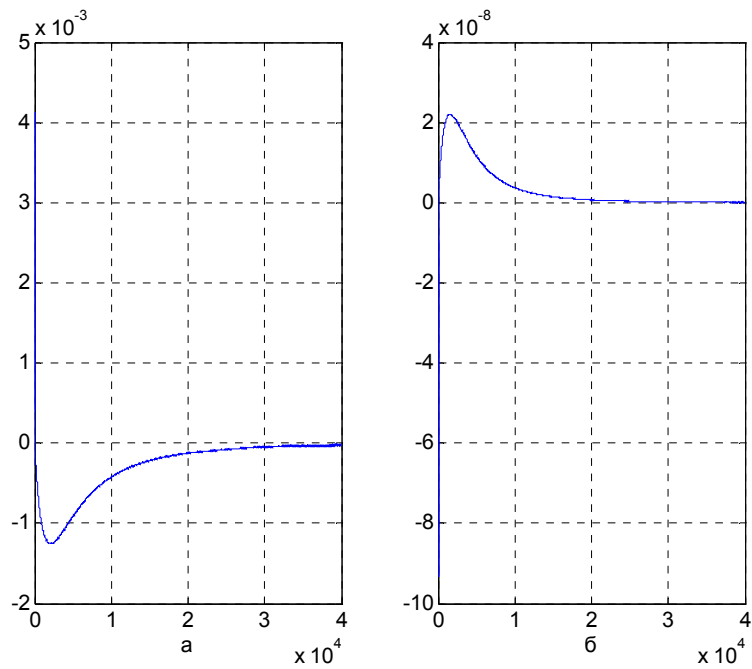


Рис. 3. 10. Расчет по итерационному алгоритму (3.14): а- погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б- погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

По точности итерационный алгоритм является лучшим, однако он проигрывает по времени вычислений. До высот 40 км может быть применен любой из рассмотренных методов.

В спутниковой навигационной аппаратуре потребителя при решении задач определения видимых спутников и выборе оптимального созвездия спутников для навигационных определений применяется *топоцентрическая система координат* (рис. 3. 10). Начало и оси топоцентрическая система координат задаются следующим образом:

начало координат – точка положения потребителя (P);

ось Z_T проходит через начало координат перпендикулярно местному горизонту наблюдателя (местный зенит);

ось S_T лежит в плоскости местного горизонта и направлена на юг;

ось E_T лежит в плоскости местного горизонта и направлена на восток

Местный горизонт есть плоскость касательная к эллипсоиду в точке расположения наблюдателя (в нашем случае плоскость, в которой лежат оси S_T , E_T и точка P).

Обозначим координаты точки P через X_0 , Y_0 , Z_0 в инерциальной геоцентрической системе координат X_a , Y_a , Z_a (рис. 3.11). В этой же системе координат точка P , расположенная на поверхности эллипсоида имеет координаты λ (долгота) и Φ (широта).

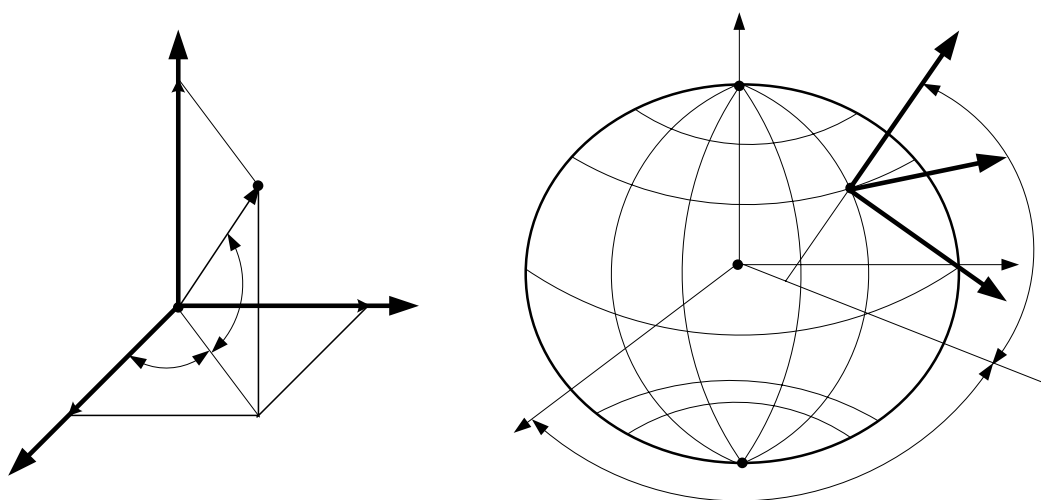


Рис. 3.11. К определению топоцентрической системы координат

В соответствии с данным выше определением топоцентрической системы координат сформируем в точке P оси этой системы и плоскость местного горизонта.

Пусть координаты навигационного спутника (N_s на рис. 3.11) в инерциальной геоцентрической системе координат X_a , Y_a , Z_a (рис. 3.11) имеют значения X_s , Y_s , Z_s .

Для определения углов наблюдения навигационного спутника из точки P в топоцентрической системе координат необходимо преобразовать координаты спутника X_s , Y_s , Z_s в топоцентрическую систему координат и вычислить угол азимута Az и угол места El (рис.

3.11). Выполнение такого преобразования для декартовых координат производится путем переноса центра координат инерциальной геоцентрической системы в точку P и вращения координатной системы вокруг оси Z_a на угол λ и вокруг оси E_T на угол $90^\circ - \Phi$.

При переносе центра координат из одной прямоугольной системы в другую вычисляются разности координат по соответствующим осям. Вращение прямоугольных систем координат выполняется по следующим матричным преобразованиям.

Вращение вокруг оси Z на угол λ

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Вращение вокруг оси Y на угол ζ_y

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \zeta_y & 0 & \sin \zeta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \zeta_y & 0 & \cos \zeta_y \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Вращение вокруг оси X на угол ζ_x

$$\begin{bmatrix} X_3 \\ Y_3 \\ Z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \zeta_x & \sin \zeta_x \\ 0 & -\sin \zeta_x & \cos \zeta_x \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

В выражениях (3.23-3.25) координатные системы правые, положительные углы отсчитываются против часовой стрелки.

Используя изложенное вычисляем параметры:

смещение координат

$$[r_x, r_y, r_z] = [X_s - X_0, Y_s - Y_0, Z_s - Z_0]; \quad (3.26)$$

координаты (r_s, r_e, r_z)

$$r_s = \sin(\Phi) \cdot \cos(\lambda) \cdot r_x + \sin(\Phi) \cdot \sin(\lambda) \cdot r_y - \cos(\Phi) \cdot r_z; \quad (3.27)$$

$$r_e = -\sin(\lambda) \cdot r_x + \cos(\lambda) \cdot r_y$$

$$r_z = \cos(\Phi) \cdot \cos(\lambda) \cdot r_x + \cos(\Phi) \cdot \sin(\lambda) \cdot r_y + \sin(\Phi) \cdot r_z; \quad (3.28)$$

дальность (расстояние) до спутника

$$r = \sqrt{(r_s^2 + r_e^2 + r_z^2)}; \quad (3.29)$$

угол видимости (угол места)

$$El = \arcsin\left(\frac{r_z}{r}\right); \quad (3.30)$$

угол азимута

$$Az = \arctg\left(-\frac{r_e}{r_s}\right). \quad (3.31)$$

При необходимости далее производится пересчет вычисленных по (3.30, 3.31) параметров в другие системы координат.

3.1.2 Время в спутниковых радионавигационных системах

В спутниковой радионавигации время имеет большое значение, поскольку основные навигационные определения производятся по формулам, в которых параметр времени присутствует многократно. Прежде всего, это время распространения электромагнитного сигнала от навигационного спутника до потребителя, время «включения» часов спутника, время синхронизации данных передаваемых со спутника, время прохождения электромагнитного сигнала через атмосферу, влияние на время релятивистских эффектов, совмещение шкал времени спутника и потребителя и многое другое.

На навигационных спутниках время задается атомными генераторами высокостабильных колебаний с относительной нестабильностью частоты за сутки менее 10^{-13} . Излучаемые спутниками радиосигналы содержат информацию о времени. Системное время навигационных спутников сверяется с национальными эталонами времени.

Общее представление о шкалах и моментах отсчета времени дает рис. 3. 12.

Приведем некоторые определения, терминологию и комментарии к рис. 3. 12, которые будут использоваться в дальнейшем [42, 43- 45, 48, 53, 54].

Время – координата четырехмерного пространства.

Эпоха – момент отсчета на шкале времени.

Юлианский период – интервал времени в 7980 лет, равный произведению трех сомножителей (П1, П2, П3), имеющих следующие значения:

П1= 28 лет (с таким периодом повторяются распределения дней недели по дням года);

П2 = 19 лет (с таким периодом фазы Луны соответствуют одним и тем же календарным датам);

П3 = 15 лет (предположительно данный параметр выбран произвольно).

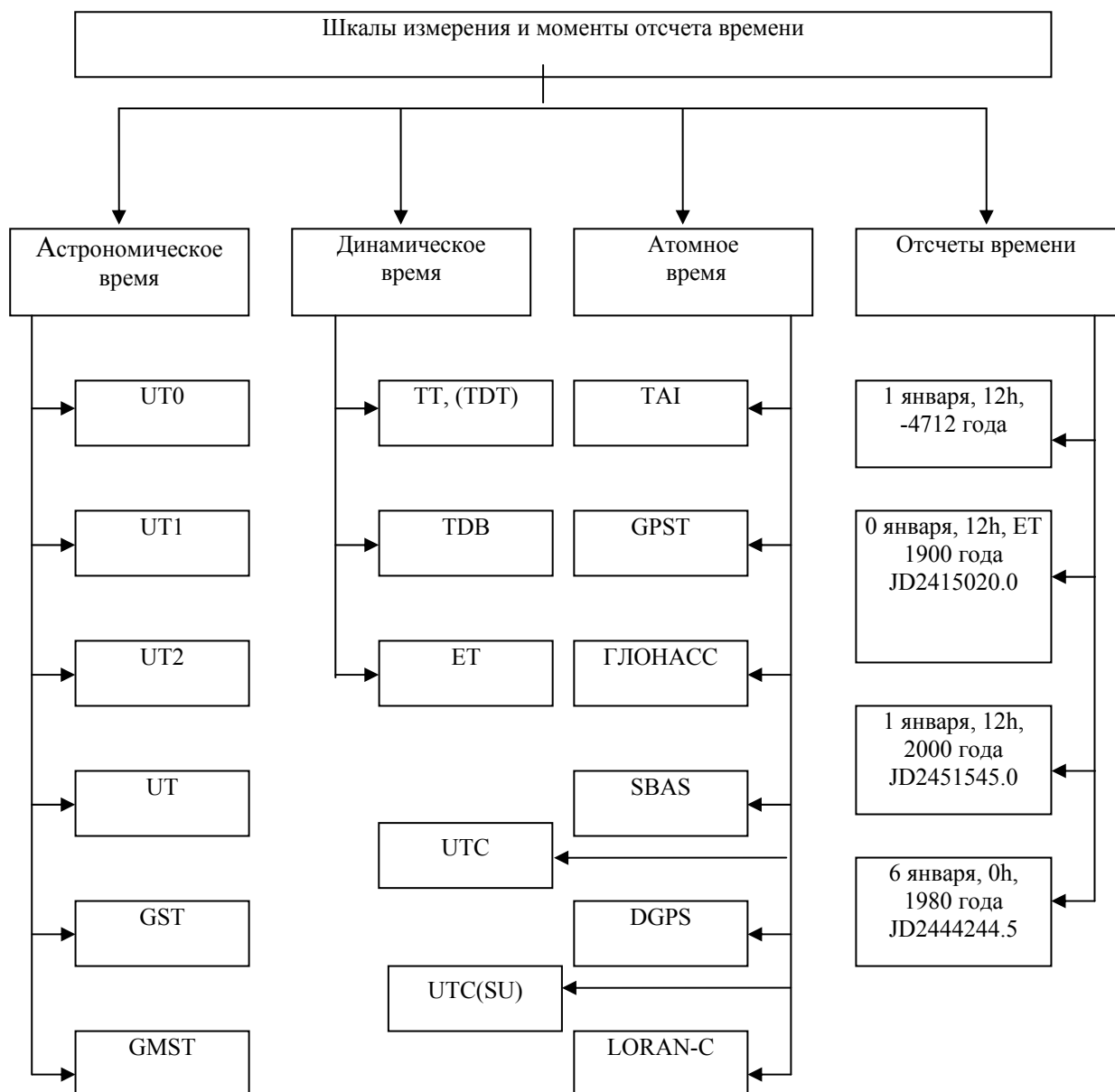


Рис. 3. 12. Классификация шкал измерения и моментов отсчета времени

Начало Юлианского периода – гринвичский полдень, 1 января, -4712 года (в астрономии) или начало 4713 года до новой эры по Юлианскому календарю.

Юлианская дата – номер дня от начала Юлианского периода (JD).

Фундаментальная эпоха 1900 года – 0 января, 12 часов эфемеридного времени (ET), 1900 г., (0, 12h, 1900 г.), имеет юлианскую дату JD2415020.0 и обозначается J1900.

Новая стандартная эпоха 2000 года – относится к моменту времени 1 января, 12 часов, 2000 г., (1, 12h, 2000 г.), имеет юлианскую дату JD2451545.0, обозначается J2000 и отстоит от фундаментальной эпохи 2000 года точно на одно юлианское столетие, равное 36525 дням. Иногда дату записывают так: 1.5, 2000, что тоже означает полдень (12h) 1-го января 2000г.

Соответственно, 0 января 12h, 2000г (0, 12h, 2000г) совпадает с юлианской датой JD2451 544.0 – это полдень дня, предшествующего базовой стандартной эпохе. Заметим так же, что на продолжении гринвичского меридиана, отстоящего от него на 180° уже наступил новый день (полночь), в то время как на Гринвиче полдень предыдущего дня (0 января 12h, 2000, иначе говоря, на Гринвиче еще 31 декабря 1999, полдень), а новый год на Земле уже наступил. При расчетах следует обращать внимание на этот факт и учитывать, что новая стандартная эпоха (J2000.0) начинается не в (0 января 12h, 2000), а на 1 день позже (1 января 12h, 2000).

В процессе развития астрономии, физики, небесной механики и телекоммуникационных систем сложились несколько шкал и моментов отсчета времени. Не касаясь исторических аспектов развития теории времени, для этого отошлем к специальной литературе [42], отметим, что для пользователей системами спутниковой радионавигации в данной книге основное внимание отводится шкалам и отчетам времени, необходимым для решения задач в аппаратуре спутниковых радионавигационных систем. Графическое представление шкал времени изображено на рис. 3. 13.

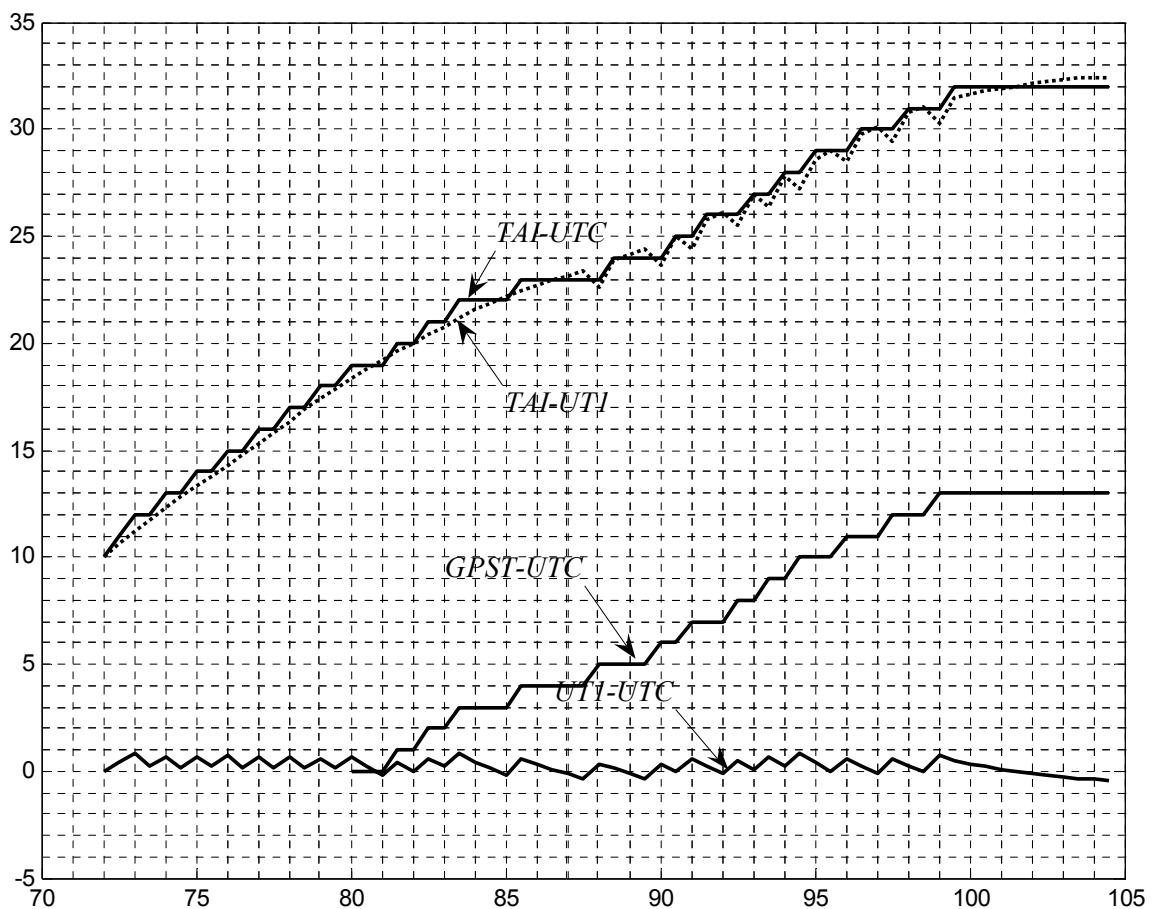


Рис. 3. 13. Соответствия шкал времени

Шкала всемирного времени UT , в частности $UT1$, связана с вращением Земли в земных координатах и основана на экспериментальных наблюдениях. Шкала является неравномерной (рис. 3. 13) и ее прогнозирование в будущее на несколько лет не представляется возможным.

Шкалы времени $GMST$ и GST сдвинуты на 12 часов от времени UT . Время $GMST$ и GST применяются для расчета координат спутников ГЛОНАСС на 0 часов $UT1$ дня, в течение которого требуется расчет координат.

Международное атомное время TAI является опорной шкалой для всех спутниковых систем радионавигации и всемирного координированного времени UTC . Единицей измерения TAI есть атомная секунда, определяемая как интервал времени, равный 9192631770 периодам перехода между двумя сверхтонкими уровнями основного состояния атома цезия 133 (9192631770 – частота атомных часов в Гц). Атомная секунда реализована на вращающемся геоиде и введена в международную систему единиц измерений СИ (SI). Время TAI определяется как временная опорная координата, установленная международным бюро времени по результатам обработки показаний атомных часов многих организаций. Шкала TAI является равномерной и непрерывной.

Всемирное координированное время UTC является международным атомным временем, которое корректируется добавлением (вычитанием) одной целой секунды, чтобы соответствовать времени $UT1$. Корректировка может выполняться в середине или конце года, если разность UTC и $UT1$ превышает 0.9 с.

Национальная шкала времени России ($UTC(SU)$) - это шкала равномерного атомного времени, в которой начало отсчета, совмещено со шкалой всемирного времени $UT1$ в 12 ч всемирного времени 1 января 1964 года.

Системное время $GPST$ синхронизировано с временем UTC 6 января 1980 года и отличается от UTC только целым числом секунд. На конец 2006 года разница между $GPST$ и UTC составляла 14 с. Счет времени в системе GPS ведется в неделях (нулевая точка отсчета определена как полночь с 5 на 6 января 1980 года), в 1,5- секундных интервалах, секундах в течение недели и в секундах в течение суток. Данная информация передается в навигационных сообщениях спутников и используется в алгоритмах обработки информации в аппаратуре потребителей.

Системное время ГЛОНАСС синхронизировано со временем $UTC(SU)$. Постоянная разница между временем ГЛОНАСС и $UTC(SU)$ составляет 3 часа. Для привязки данных, передаваемых с навигационных спутников к системному времени с каждого спутника передаются корректирующие параметры, которые учитывают расхождение шкал времени спутников и системной шкалы в программах расчета, встроенных в навигационную аппаратуру.

Счет времени в ГЛОНАСС в течение суток ведется в часах, минутах и 30-секундных интервалах. Каждая двухсекундная информационная строка заканчивается меткой времени.

Системное время SBAS синхронизировано с системным временем GPS и может отличаться не более чем 50 нс.

Системное время GALILEO будет представлять непрерывную шкалу Международного Атомного времени (TAI) со смещением менее 33 наносекунд. Смещения относительно TAI составит десятки наносекунд для 95 процентов времени годовых временных интервалов. Разница между системным временем Galileo и UTC будет предоставляться пользователям в сообщениях со спутников Galileo.

Системное время LORAN-C. На конец 2004 года разница между TAI и системным временем LORAN-C составляла 10с., а разница между системным временем LORAN-C и UTC составляла 22с.

Динамическое время Земли TT (ранее, обозначаемое как TDT) как функция атомного времени TAI задается соотношением

$$TT = TAI + 32.184с.,$$

где число 32.184с. является наилучшей оценкой отклонения эфемеридного времени ET от TAI на 1. 01. 1977 г.

Обратим внимание еще на одну шкалу времени, применяемую в сетях. Речь идет об определении "UNIX epoch", соответствующей 1 января 1970г 00^h00^m00^s по Гринвичу, известной как "Unix Time Stamp" (метка времени для Unix). Это базовая UNIX эпоха, предназначена для начала отсчета секунд, введена UNIX операционной системой, стандартизована в POSIX и принятая в языках программирования Java и JavaScript. Многие компьютеры сегодня сохраняют секунды как 32-битовое целое со знаком. Это область от 2^{-31} до $(2^{31}-1)$ (от -2 147 483 648 до 2 147 483 647), что составляет 24855 дня, 3 часа, 14 минут и 7 секунд от эпохи UNIX. Следовательно, момент переполнения произойдет в 2038г и это необходимо учитывать при программировании сетей и систем.

В силу специфики данных, поступающей в навигационную аппаратуру потребителей алгоритмы обработки информации должны рассчитывать юлианскую дату и истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид навигационных спутников ГЛОНАСС.

Алгоритм расчета числа юлианских дней от фундаментальной эпохи (J1900) или новой стандартной эпохи (J2000) до указанной (текущей) даты имеет вид [47, 48]

$$\Delta jd = jd_1 - jd_0,$$

где jd_0 – номер юлианского дня фундаментальной эпохи,

jd_1 - номер юлианского дня текущей даты.

$$jd_1 = jd_g + 28 \cdot (mon - 1) + \sum_{i=1}^{mon-1} \Delta M_i + den - 1, \quad (3.32)$$

В (3.32) jd_g - номер юлианского дня начала текущего года,

mon - номер месяца текущей даты,

den - номер дня текущей даты,

ΔM_i дополнение до полного числа дней в i месяце от 28 дней, с учетом високосных годов.

Расчет номера юлианского дня (jd) года с порядковым номером N производится по формуле:

$$jd = (4712 + N) \cdot 365.25 + \left[\frac{N}{400} \right] - \left[\frac{N}{100} \right] + K, \quad (3.33)$$

где N – номер года;

K принимает значения в зависимости от места года N в четырехлетнем периоде високосного цикла:

$K = 1$, если N - високосный год,

$K = 1.75$, если $N = N_0 + 1$,

$K = 1.50$, если $N = N_0 + 2$,

$K = 1.25$, если $N = N_0 + 3$

N_0 - ближайший к N предшествующий високосный год.

Выражения в квадратных скобках означают, что учитывается только целая часть от деления.

Программа, реализующая в среде MatLab, приведенный алгоритм расчета юлианской даты приводится в разделе 6.

Алгоритм расчета звездного времени в 0^h всемирного времени состоит в следующем.

Вычисляется гринвичское среднее звездное время S_0^m в 0^h UT1 (GMST) [42, 43-45]

$$S_0^m = 6^h 41^m 50^s .548 41 + 236.555 367 908 d + 0^s .093 104 T^2 - 6^s .2 \cdot 10^{-6} T^3, \quad (3.34)$$

где d - число суток, протекших от эпохи J2000.0 (юлианская дата JD2451545.0) ,1 январь , 12h UT1 до гринвичской полуночи рассматриваемой даты;

$T = d / 36525$ – промежуток времени d , выраженный в юлианских столетиях по 36525 суток в системе всемирного времени UT1 от эпохи J2000;

$6^h 41^m 50^s .548 41$ следует понимать как 6 часов, 41 минута, 50.548 41 секунд.

При этом учитывается, что звездные сутки короче средних солнечных суток несколько меньше 236.555 367 908 с [54]. Выражение (3.34), исключая d , можно записать:

$$S_0^m = 6^h 41^m 50^s .548 41 + 8 640 184^s .812 866 T + 0^s .093 104 T^2 - 6^s .2 \cdot 10^{-6} T^3 \quad (3.35)$$

С учетом (3.35) гринвичское истинное звездное время S_0 в 0^h всемирного времени UT1 (GST) определяется из выражения [42, 43-45]:

$$S_0 = S_0^m + Nu, \quad (3.36)$$

где Nu - нутация в прямом восхождении есть смещение точки весеннего равноденствия от среднего значения по долготе под действием планет солнечной системы. В задачах спутниковой навигации учитывают только воздействие на движение Земли по эклиптике Солнца и Луны. Геометрическое толкование нутации изображено на рис. 3.14 [48].



Рис. 3.14. Геометрическое толкование нутации

Нутация в прямом восхождении называется уравнением равноденствий [42, 43-45]

$$Nu = (\Delta\Psi + d\Psi) \cdot \frac{\cos \varepsilon_0}{15} + 0^s .00264 \cdot \sin \Omega + 0^s .000063 \cdot \sin(2\Omega), \quad (3.37)$$

где $\Delta\Psi$ - долгопериодическая часть нутации по долготе;

$d\Psi$ - короткопериодическая часть нутации по долготе;

ε_0 - средний наклон эклиптики к экватору

Ω - средняя долгота восходящего узла орбиты Луны на эклиптике.

Один из методов расчета нутации состоит в следующем [43-45]. Совокупность нутаци

3.1.3 Процедуры размножения эфемерид

Для определения местоположения в навигационном приемнике аппаратуры потребителя необходимо по данным, передаваемым со спутника рассчитать координаты, скорость и

при необходимости ускорение спутника на момент проведения навигационных определений. С навигационных спутников ГЛОНАСС передаются координаты, скорость и ускорение спутника, привязанные к определенному времени. Процедуры размножения эфемерид заключаются в расчете координат и скорости спутника в точках временного интервала, которым соответствуют моменты времени определения координат и скорости потребителя.

Уравнения движения навигационного спутника в геоцентрической инерциальной системе координат записываются в следующем виде [59, 47, **Ошибка! Источник ссылки не найден.**]

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} X(t) &= V_x, & \frac{d}{dt} Y(t) &= V_y, & \frac{d}{dt} Z(t) &= V_z; \\ \frac{d^2}{dt^2} X(t) &= \frac{-X(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A1; \\ \frac{d^2}{dt^2} Y(t) &= \frac{-Y(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A2; \\ \frac{d^2}{dt^2} Z(t) &= \frac{-Z(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A3 \end{aligned} \quad (3.38)$$

где $X(t), Y(t), Z(t)$ - координаты навигационного спутника, V_x, V_y, V_z - составляющие скоростей навигационного спутника относительно осей X, Y, Z геоцентрической инерциальной системе координат, t - текущее время. Параметры $A1, A2, A3$ приведены в интерфейсном контрольном документе ГЛОНАСС [**Ошибка! Источник ссылки не найден.**] и используются для вычисления эфемерид с высокой точностью. Для качественного понимания процедуры размножения эфемерид навигационных спутников ГЛОНАСС параметры $A1, A2, A3$ можно опустить. Приведенная система уравнений позволяет рассчитать эфемериды, если известны начальные условия для координат навигационных спутников и составляющих скоростей на момент времени их задания. Координаты навигационных спутников, составляющие скоростей и время передаются в навигационном сообщении в системе координат ПЗ- 90.

Дадим пример процедуры расчета орбиты навигационного спутника в вычислительной среде MatLab.

Из сообщения ГЛОНАСС, полученного от навигационного приемника или другого источника берется эфемеридная информация для известного времени ее закладки. Для определенности приведем координаты и скорости навигационного спутника 18 системы ГЛОНАСС на 12.03.2007 года на 00 часов 00 минут московского декретного времени:

$$\begin{aligned} x &= 9795803.22265; y = -7174949.70703; z = 22480344.23828; \\ v_x &= 2773.857116; v_y = 1295.602798; v_z = -814.5313262 \end{aligned} \quad (3.39)$$

В (3.39) x, y, z – координаты, имеют размерность m ; v_x, v_y, v_z – скорости, m/c и даются для относительной геоцентрической системы координат ПЗ-90.

Для дальнейших расчетов необходимо вычислить:

1) количество дней прошедших от начала 2000 года до даты задания эфемерид T_d в юлианских столетиях

$$T_d = \frac{jd - 2451545.0}{36525}, \quad (3.40)$$

где jd есть номер юлианского дня даты задания эфемерид ГЛОНАСС, рассчитывается по (3.32);

2) истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид [**Ошибка! Источник ссылки не найден.**], обозначенную в данном примере через S_0^h . Величина S_0^h вычисляется по приближенной (без учета нутации в данном примере) формуле следующей из (3.35):

$$S_0^h \cong \left[6 + \left(\frac{41}{60} \right) + \left(\frac{50.54841}{3600} \right) + \left(\frac{8640184.812866}{3600} \right) \cdot T_d + \left(\frac{0.093104}{3600} \right) \cdot T_d^2 - \left(\frac{6.2}{3600} \right) \cdot 10^{-6} \cdot T_d^3 \right]. \quad (3.41)$$

Размерность S_0^h в часах и его перевод в угловые величины (радианы) производится с помощью выражения:

$$S_0 = S_0^h \cdot 15 \cdot \frac{\pi}{180}.$$

Далее определяется угол S между осями относительной геоцентрической системы координат ПЗ-90 и геоцентрической инерциальной системы координат, соответствующий истинному гринвичскому звездному времени с учетом 3 часов московского декретного времени и скорости вращения Земли ω

$$S = S_0 + \omega \cdot t_0 \cdot 3600,$$

где $\omega = 0.7292115 \cdot 10^{-4}$ радиан/с - скорость вращения земли, $t_0 =$ (минус)3 часа; 3600 – коэффициент перевода часов в секунды.

Для решения системы дифференциальных уравнений (3.38) формируются начальные условия: производится пересчет координат и скоростей из системы ПЗ- 90 в геоцентрическую инерциальной (неподвижную) по формулам (3.4, 3.5).

$$X = x \cdot \cos(S) - y \cdot \sin(S);$$

$$Y = x \cdot \sin(S) + y \cdot \cos(S);$$

$$Z = z;$$

$$V_x = v_x \cdot \cos(S) - v_y \cdot \sin(S) - \omega \cdot Y;$$

$$V_y = v_y \cdot \cos(S) + v_x \cdot \sin(S) + \omega \cdot X;$$

$$V_z = v_z.$$

Система уравнений (3.38) решается методами Рунге-Кутты с использованием функций – решателей обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) системы MatLab.

Функция для решения ОДУ представляется в виде

$$[T, V] = \text{solver}(@\text{orbit_GL}, [t_0 : \Delta t : t_{fin}], [y], \text{options}),$$

где V - матрица решений ОДЕ, записанной в функции с именем *orbit_GL* , каждая строка которой соответствует времени, записанном в векторе T ;

solver - функция- решатель ОДЕ, которая в зависимости от выбора численного метода решения может принимать значения в обозначениях MatLab: *ode45*, *ode23* или другие одношаговые и многошаговые методы Рунге-Кутты, приведенные в [Ошибка! Источник ссылки не найден., 58];

$t_0, \Delta t, t_{fin}$ - начальное время, шаг, и конечное время расчета соответственно;

$[y]$ - вектор начальных условий;

options - дополнительные аргументы, определяемые правилами MatLab, если никакие параметры не задаются, то используется *options* = [] .

Решения V , полученные в геоцентрической инерциальной системе координат, пересчитываются в систему координат ПЗ-90 по формулам (3.4, 3.5)

$$x = X \cdot \cos(S) + Y \cdot \sin(S);$$

$$y = -X \cdot \sin(S) + Y \cdot \cos(S);$$

$$z = Z;$$

$$v_x = V_x \cdot \cos(S) + V_y \cdot \sin(S) + \omega \cdot y;$$

$$v_y = V_y \cdot \cos(S) - V_x \cdot \sin(S) - \omega \cdot x;$$

$$v_z = V_z,$$

где $S = S_0 + \omega \cdot t \cdot 3600$, а t изменяется от начального до конечного значения.

Результаты выполнения процедуры размножения эфемерид изображены на рис. 3.15.

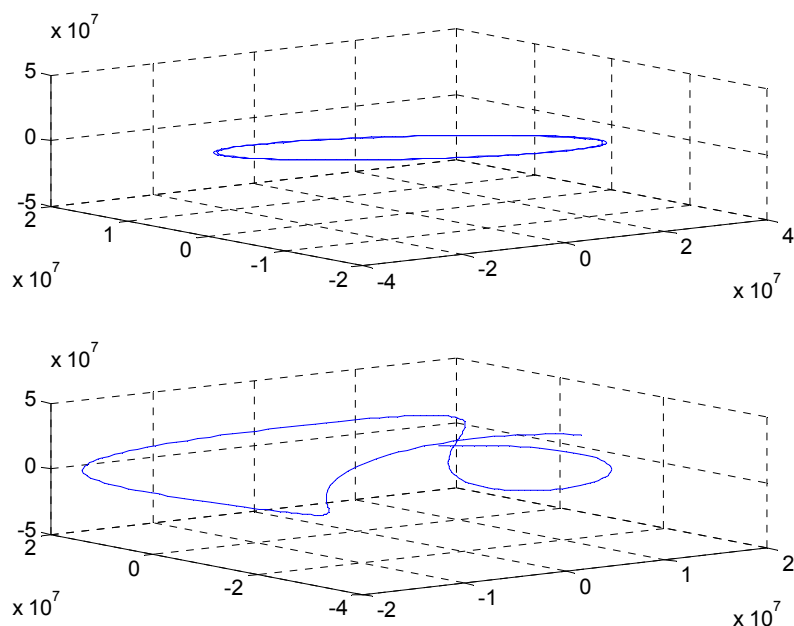


Рис. 3.15. Расчетная орбита спутника ГЛОНАСС

Для навигационных спутников GPS и GALILEO процедуры размножения эфемерид выполняются не через решение дифференциальных уравнений, а с помощью алгоритма, приведенного в интерфейсном контрольном документе [27].

Некоторые результаты, дающие представление об орбитах спутников, рассчитанным по данным альманаха изображены на рис. 3.16 и рис. 3.17. В качестве примера формат данных альманаха *Yuma* для одного навигационного спутника представлен в таблица 3.3. Для каждого спутника структура данных повторяется в виде, показанном в левой графе табл. 1.25.

Таблица 3.3

Формат данных альманаха *Yuma*

| Данные альманаха | Комментарий текста данных альманаха |
|---|--|
| **** Week 130 almanac for PRN-01 ***** | Альманах 130 недели для спутника № 1 |
| ID: 01 | Идентификационный номер спутника |
| Health: 000 | Здоровье спутника |
| Eccentricity: 5.345344543E-003 | Екцентриситет орбиты спутника |
| Time of Applicability(s): 503808.0000 | Время задания альманаха спутника с начала недели (с) |
| Orbital Inclination(rad): 9.676626447E-001 | Угол наклона орбиты спутника (радиан) |
| Rate of Right Ascen(r/s): -7.806039439E-009 | Скорость изменения угла прямого восхождения (радиан/с) |
| SQRT(A) (m ^{1/2}): 5153.637695 | Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника (м ^{0,5}) |
| Right Ascen at TOA(rad): -1.051855794E+000 | Долгота восходящего узла орбитальной плоскости на недельную эпоху (радиан) |
| Argument of Perigee(rad): -1.704181124E+000 | Аргумент перигея (радиан) |
| Mean Anom(rad): 1.869637581E+000 | Средняя аномалия на время привязки (радиан) |
| Af0(s): 2.174377441E-004 | Коэффициенты коррекции шкал времени спутников |
| Af1(s/s): 3.637978807E-012 | |
| week: 130 | Текущая неделя |

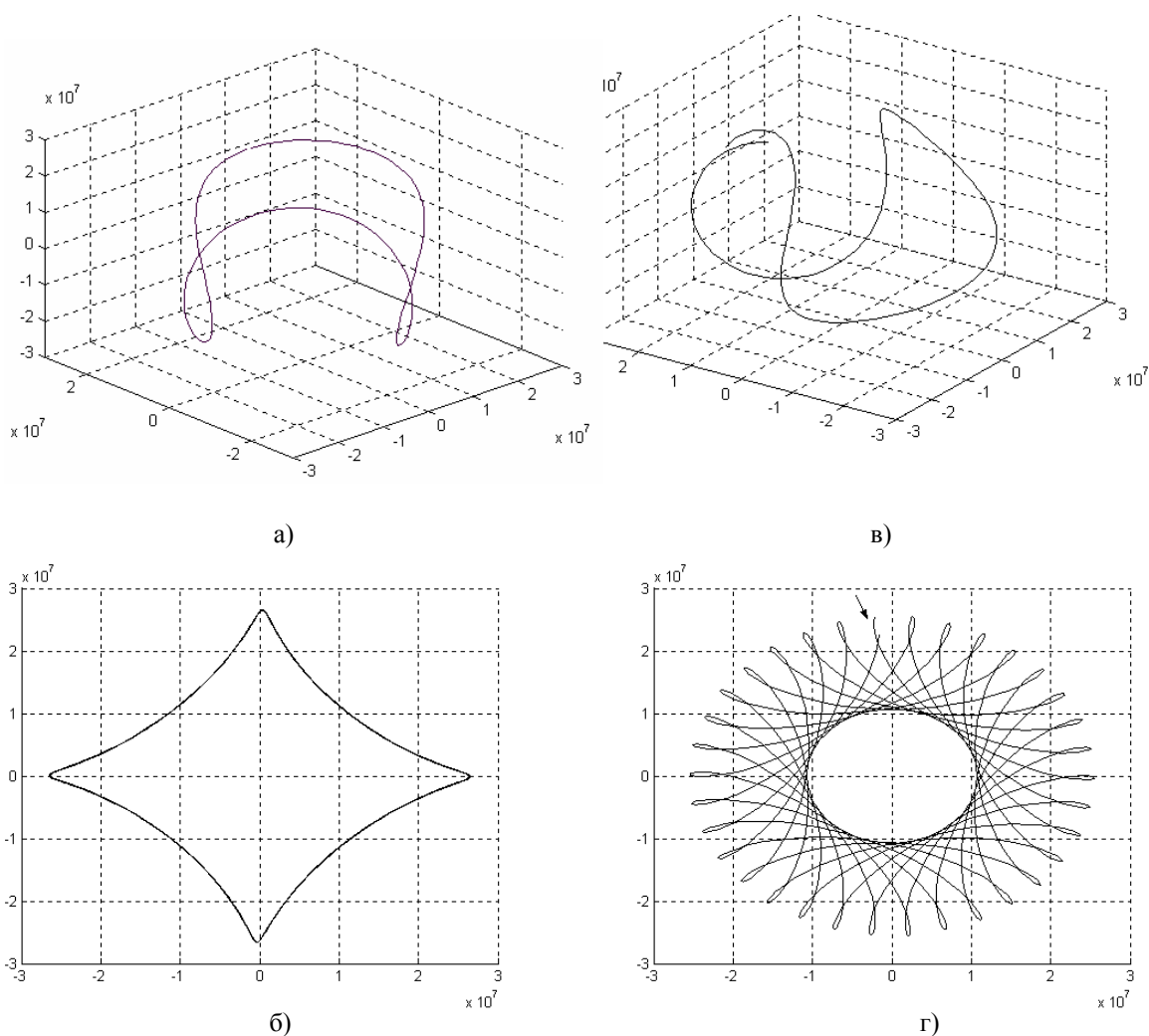


Рис. 3.16. Орбиты спутников GPS: а), б) и ГЛОНАСС: в), г)

На рис. 3.16, а изображена орбита спутника GPS в системе координат WGS-84 за 24 часа. Орбита имеет типичную седловидную пространственную кривую. Поскольку период обращения спутника GPS составляет почти 12 часов, то за 24 часа для наблюдателя, находящегося в любой точке Земли спутник появляется в одно и тоже время. На рис. 3.16, б изображена проекция орбиты спутника GPS на плоскость земного экватора за 8 суток. Для спутника ГЛОНАСС вид орбиты отличается от орбиты спутника GPS рис. 3.16, в. Период обращения спутника ГЛОНАСС 11 часов 15 минут, среднее наклонение орбиты 64.8 градуса. Для наблюдателя, находящегося на Земле в одну и туже точку спутник ГЛОНАСС возвращается только через 7 суток 23 часа 27 минут 28 секунд. На рис. 3.16, в орбита спутника ГЛОНАСС рассчитанная за 24 часа, видно, что орбита не замыкается. На рис. 3.16, г изображена проекция орбиты на плоскость земного экватора спутника ГЛОНАСС за время несколько меньшее 8 суток, стрелкой показана проекция область старта и финиша спутника ГЛОНАСС.

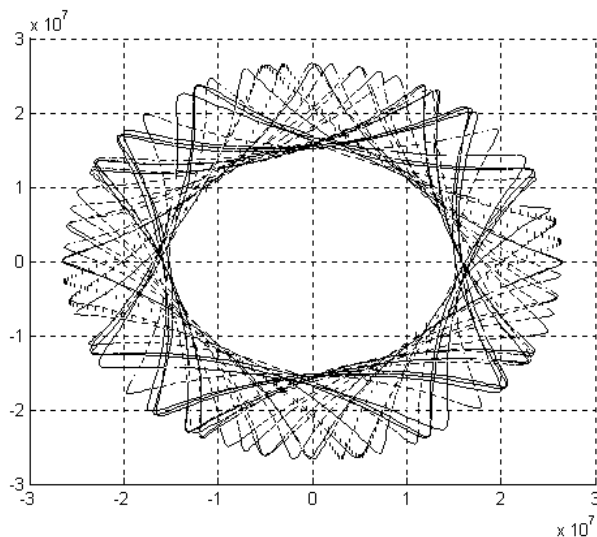


Рис. 3. 17. Проекция орбит 28 спутников GPS на плоскость земного

экватора за 24 часа

Сопоставляя проекции орбит 28 спутников GPS на плоскость земного экватора за 24 часа (рис. 3.16), и ГЛОНАСС за 8 суток (рис. 3. 17) можно видеть существенное преимущество спутников ГЛОНАСС перед GPS по охвату земной поверхности.

РАЗДЕЛ 4 ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИГНАЛЫ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

4.1 Информационные сигналы

4.1.1 Вводные замечания

Процесс формирования, передачи и приема информации в СРНС может быть представлен следующей блок-схемой рис. 4. 1



Рис. 4. 1. Схема формирования, передачи и приема сигналов СРНС

Информация с навигационного спутника, принимаемая аппаратурой потребителя представляет собой количественные значения определенных параметров, например координат, скорости, ускорения, времени. Эта информация передается в определенном формате, представляющем последовательности нулей и единиц, которыми модулируется электромаг-

нитные колебания. После демодуляции в аппаратуре потребителя переданная информация обрабатывается по специальным алгоритмам.

При формировании, декодировании и обработке данных применяются системы счисления по основанию 10 (десятичная), 2 (двоичная), 16 (шестнадцатеричная), числа в которых в символьном виде записываются так: $(A)_{10}$, $(A)_2$, $(A)_{16}$, где A - число, а индексы-основание системы счисления. Символами для отображения числа A в десятичной системе счисления являются цифры от 0 до 9 (десять символов), в двоичной - 0, 1 (два двоичных символа), в шестнадцатеричной- 0, 1, 2, ..., 9, A, B, C, D, E, F (шестнадцать символов). Число A можно представить разрядами (позициями символов системы счисления, таблица 4. 1).

Таблица 4. 1

Представление числа в виде разрядов

| | | | | | | |
|--------------------------|-----------------------------|--|----------------------|----------------------|----------------------|-------------------------------|
| Основание N | $\alpha_n \cdot N^n$ | | $\alpha_3 \cdot N^3$ | $\alpha_2 \cdot N^2$ | $\alpha_1 \cdot N^1$ | $\alpha_0 \cdot N^0$ |
| Символ системы счисления | α_n | | α_3 | α_2 | α_1 | α_0 |
| Номер разряда | n, старший разряд MSB | | 3 | 2 | 1 | 0, младший разряд (LSB) |

Так для десятичного числа $(12345)_{10}$ таблица 4. 1 будет иметь вид:

| | | | | | |
|--------------------------|-----------------------------|----------------|----------------|----------------|-------------------------------|
| Эквивалент 10 | $1 \cdot 10^4$ | $2 \cdot 10^3$ | $3 \cdot 10^2$ | $4 \cdot 10^1$ | $5 \cdot 10^0$ |
| Символ системы счисления | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Номер разряда | 4, старший разряд MSB | 3 | 2 | 1 | 0, младший разряд (LSB) |

Число $12345 = 1 \cdot 10^4 + 2 \cdot 10^3 + 3 \cdot 10^2 + 4 \cdot 10^1 + 5 \cdot 10^0$.

Двоичное число $(1111011)_2$ представляется 7 разрядами

| | | | | | | | |
|--------------------------|-----------------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|-------------------------------|
| Эквивалент 2 | $1 \cdot 2^6$ | $1 \cdot 2^5$ | $1 \cdot 2^4$ | $1 \cdot 2^3$ | $0 \cdot 2^2$ | $1 \cdot 2^1$ | $1 \cdot 2^0$ |
| Символ системы счисления | 1 | 1 | 1 | 1 | 0 | 1 | 1 |
| Номер разряда | 6, старший разряд MSB | 5 | 4 | 3 | 2 | 1 | 0, младший разряд (LSB) |

В десятичной системе счисления

$(1111011)_2 = (123)_{10} = 1 \cdot 2^6 + 1 \cdot 2^5 + 1 \cdot 2^4 + 1 \cdot 2^3 + 0 \cdot 2^2 + 1 \cdot 2^1 + 1 \cdot 2^0$.

Соответствие между символами десятичной, двоичной и шестнадцатеричной системами дано в таблице 4. 2.

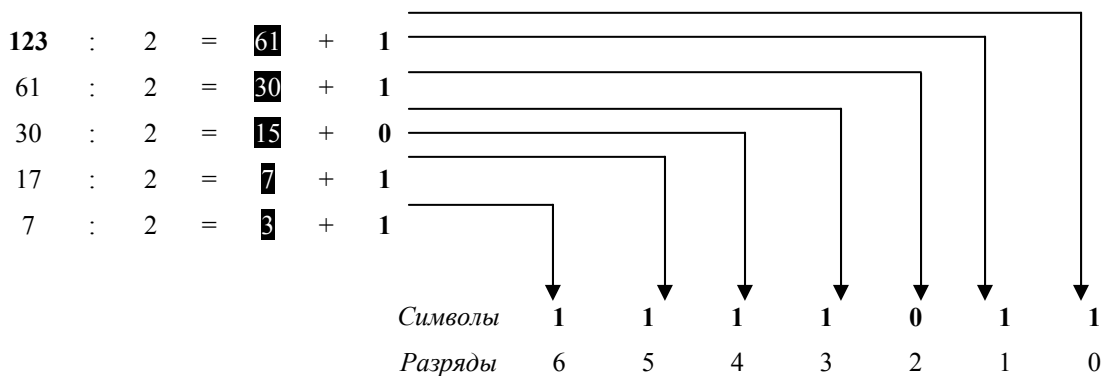
Таблица 4. 2

Соответствие между символами систем счисления

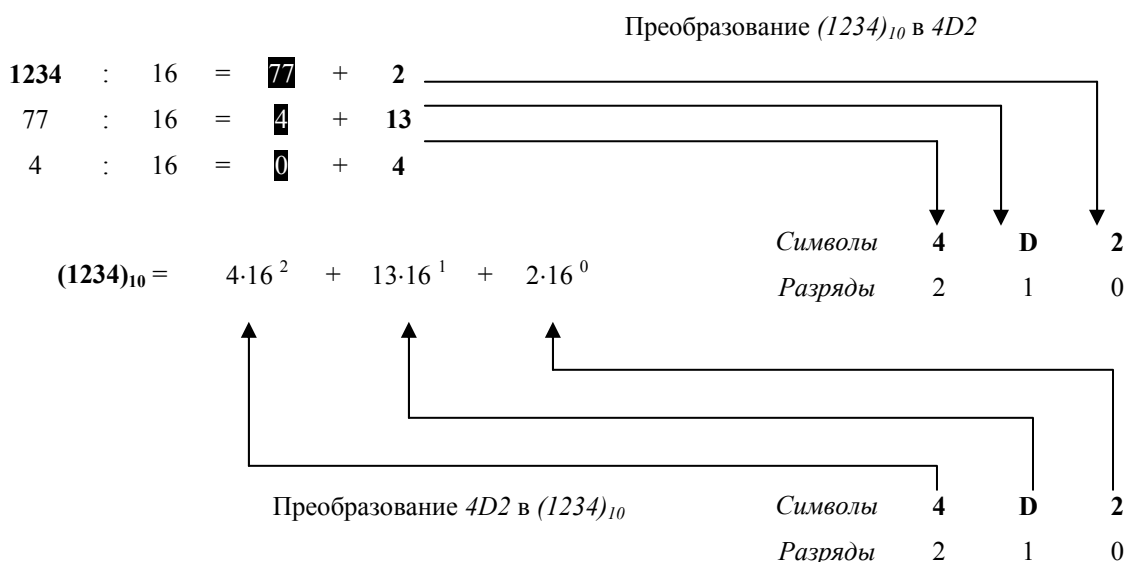
| Символы десятичной системы счисления | Символы двоичной системы счисления | Символы шестнадцатеричной системы счисления |
|--------------------------------------|------------------------------------|---|
| 0 | 0000 | 0 |
| 1 | 0001 | 1 |
| 2 | 0010 | 2 |
| 3 | 0011 | 3 |
| 4 | 0100 | 4 |
| 5 | 0101 | 5 |
| 6 | 0110 | 6 |
| 7 | 0111 | 7 |
| 8 | 1000 | 8 |
| 9 | 1001 | 9 |
| 10 | 1010 | A |
| 11 | 1011 | B |
| 12 | 1100 | C |
| 13 | 1101 | D |
| 14 | 1110 | E |
| 15 | 1111 | F |

Приведем процедуры перехода из десятичной системы счисления в двоичную и шестнадцатеричную. Процедуры заключаются в последовательном делении десятичного числа и целых частных от деления на основание системы счисления, в которую переводится десятичное число. Причем если при делении остаток равен нулю, то в соответствующий разряд записывается 0 в противном случае 1 для двоичной системы или соответствующий символ таблицы 4. 2 шестнадцатеричной. Младшему разряду соответствует первый шаг деления. Рассмотрим примеры, иллюстрирующие алгоритм перехода между системами счисления.

Пример 2. 1. Перевод десятичного числа 123 в двоичное.



Пример 2. 2. Перевод десятичного числа $(1234)_{10}$ в шестнадцатеричное и обратно.



При выполнении примера 2. 2 учтено, символ шестнадцатеричной системы D соответствует значению 13 в графе десятичной системы таблица 4. 2.

В повседневной практике мы обычно имеем дело с десятичными числами. В технических системах, в частности, радиотехнике и цифровой технике приняты двоичные числа, т.е. 0 и 1 . Это связано с тем, что аппаратно два состояния реализовать значительно проще. Например, фазовая модуляция 0 и 180° имеет два состояния, а дальше можно условиться, что при фазе равной нулю будет двоичная 1 , а при фазе равной 180° , двоичный 0 .

Из операций с двоичными числами нам потребуется только две: сложение двоичных чисел по модулю 2 и умножение двоичных чисел по модулю 2 . Сложение по модулю 2 обозначается символом \oplus , умножение \otimes .

Правило сложения:

| | | |
|----------|-----|-----|
| \oplus | 1 | 0 |
| 1 | 0 | 1 |
| 0 | 1 | 0 |

$$1 \oplus 1 = 0 \oplus 0 = 0,$$

$$1 \oplus 0 = 0 \oplus 1 = 1.$$

Правило умножения:

| | | |
|-----------|-----|-----|
| \otimes | 0 | 1 |
| 0 | 0 | 0 |
| 1 | 0 | 1 |

$$0 \otimes 0 = 1 \otimes 0 = 0 \otimes 1 = 0,$$

$$1 \otimes 1 = 1.$$

4.1.2 Формирование шумоподобных сигналов

Для получения высокой точности измерений, повышенной помехоустойчивости в спутниковых радионавигационных системах используют шумоподобные фазоманипулированные сигналы [55, 56, 57].

Фазоманипулированный сигнал представляет собой последовательность радиоимпульсов со значениями начальных фаз 0 и π .

В спутниковой навигационной системе ГЛОНАСС для формирования кода стандартной точности применяется последовательность максимальной длины или М-последовательность [28].

Последовательность максимальной длины формируется с помощью линейного n -рядного сдвигающего регистра.

Количество символов в последовательности равно $2^n - 1$ (n - число разрядов регистра). Период последовательности максимальной длины $L_{\max} = 2^n - 1$ т.е. последовательность периодична и в каждом периоде одинакова.

Свойства последовательности максимальной длины:

1. В периоде последовательности число 0 и 1 отличается на 1, единиц больше.
2. Свойство корреляции – нормированная автокорреляционная функция M – последовательности подобна этой же функции белого шума при больших M и длительностях не кратных M .
3. Сумма по модулю 2 двух сдвинутых M – последовательностей является M – последовательностью.

M – последовательность является продуктом генерации псевдослучайной последовательности.

Критерием для определения M – последовательности максимальной длины служит неприводимость полинома вида

$$1 + X^m + X^n$$

и его первичность на поле Галуа [7, 65].

В указанном полиноме показатели степени n и m для M – последовательности максимальной длины представлены в таблице.

| | | | | | | | | | | | | | |
|------------|---|----|----|----|-----|-----|------|------|-------|--------|--------|---------|---------|
| n | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 9 | 10 | 11 | 15 | 17 | 18 | 20 | 12 |
| m | 2 | 3 | 3 | 5 | 6 | 5 | 7 | 9 | 14 | 14 | 11 | 17 | 19 |
| L_{\max} | 7 | 15 | 31 | 63 | 127 | 511 | 1023 | 2047 | 32767 | 131071 | 262143 | 1048575 | 2097151 |

Рассмотрим пример генератора псевдослучайной последовательности. Он состоит из четырех последовательных регистров A, B, C, D, т.е. $n = 4$, A - первый, B, C, D- второй, тре-

тый и четвертый регистры соответственно. Цифровые сигналы регистра D и регистра C (4 и 3 соответственно) поступают на сумматор по модулю 2, суммируются по модулю 2 и поступают на вход регистра сдвига. Имеет место цепь обратной связи.

Количество состояний регистра сдвига, т.е. количество комбинаций нулей и единиц равно 2^n . Однако, состояние когда в регистре все нули исключается, поскольку в этом случае генерации нет.

В нашем примере количество состояний равно $2^4-1=15$ и максимальная M-последовательность представляет 15 символов, период ее равен 15 и через этот период последовательность повторяется.

Фазоманипулированные сигналы в спутниковых навигационных системах состоят из радиоимпульсов, начальные фазы которых принимают значения 0 или π .

Между начальными фазами радиосигнала и значениями элементов кодовой последовательности вводится соответствие, например, начальной фазе радиосигнала равной нулю ставится в соответствие символ кодовой последовательности «1», а начальной фазе π (180°) – символ «-1».

Пусть фазоманипулированный сигнал имеет вид:

$$U(t) = \cos(\omega t + \nu\pi). \quad (4.1)$$

На интервале времени, в течение которого передается символ информации, ν принимает значение 0 или π .

Правую часть (4.1) можно разложить

$$\cos(\omega t + \nu\pi) = \cos \omega t \cdot \cos \nu\pi - \sin \omega t \cdot \sin \nu\pi. \quad (4.2)$$

Если $\nu = 0$, то $\cos(\omega t + \nu\pi) = 1 \cdot \cos(\omega t)$, если $\nu = \pi$, то $\cos(\omega t + \nu\pi) = -1 \cdot \cos(\omega t)$.

Или в общем виде фазоманипулированный сигнал запишется :

$$U(t) = a \cdot \cos \omega t,$$

где на время приема информационного импульса индекс "a" принимает значения "1" или "-1".

Теперь примем этот сигнал с помощью схемы смесителя. В смесителе происходит перемножение сигналов и фильтрация

$$U(t) \cdot U_{\text{опор}}(t) = a \cdot \cos \omega t \cdot \cos(\omega t + \varphi_{\text{опор}}) = \frac{1}{2} a \cdot \cos(\omega t - \omega t - \varphi_{\text{опор}}) + \frac{1}{2} a \cdot \cos(2\omega t + \varphi_{\text{опор}}). \quad (4.3)$$

В выражении (4.3) второе слагаемое фильтруется, а оставшаяся часть запишется в виде:

$$a \cdot \cos(-\varphi_{\text{опор}}).$$

Если $\varphi_{опор}$ во время детектирования стабильна, то последовательность символов будет приниматься правильно, если же $\varphi_{опор}$ получит (скачок) фазы на $\pm \pi$, то будет иметь место ошибочный прием последовательности символов.

Для уменьшения этого явления применяют прием относительной фазовой манипуляции. Суть метода состоит в том, что фаза отсчитывается не относительно начальной фазы, т.е. фазы сигнала, когда начался прием последовательности информационных символов, а относительно фазы предыдущего импульса.

Реализация этого метода осуществляется посредством перекодировки исходной последовательности информационных символов по следующему алгоритму:

$$a_{вых i} = a_{вх i} \oplus a_{вых i-1}, \quad (4.4)$$

где $a_{вх i}$, $a_{вых i}$ – входная и выходная последовательности символов при передаче соответственно.

При приеме перекодировка выполняется по правилу

$$b_i = a_{вых i-1} \oplus a_{вх i}, \quad (4.5)$$

где b_i последовательность символов после перекодировки на выходе приемника.

Пример 2.3. Перекодировка последовательности символов. Требуется перекодировать пять символов при передаче (1 1 1 0 1). Входная последовательность запишется $a_{вх.1}$, $a_{вх.2}$, $a_{вх.3}$, $a_{вх.4}$, $a_{вх.5}$; Выходная – $a_{вых.1}$, $a_{вых.2}$, $a_{вых.3}$, $a_{вых.4}$, $a_{вых.5}$.

Алгоритм (4.4)

$$a_{вых1} = a_{вх1} \oplus a_{вых0}$$

$$a_{вых2} = a_{вх2} \oplus a_{вых1}$$

$$a_{вых3} = a_{вх3} \oplus a_{вых2}$$

$$a_{вых4} = a_{вх4} \oplus a_{вых3}$$

$$a_{вых5} = a_{вх5} \oplus a_{вых4}$$

В числовом виде это выглядит так

$$a_{вх1} = 1; \quad a_{вых1} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{вх2} = 1; \quad a_{вых2} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{вх3} = 1; \quad a_{вых3} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{вх4} = 0; \quad a_{вых4} = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{вх5} = 1; \quad a_{вых5} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{вх.} \quad \longrightarrow \quad 1 1 1 0 1;$$

$$a_{вых.} \quad \longrightarrow \quad 1 0 1 1 0.$$

Обратная процедура по алгоритму (4.5):

$$a_{вых.0} \oplus a_{вых1} = b_1; \quad b_1 = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{ВЫХ.1}} \oplus a_{\text{ВЫХ.2}} = b_2; b_2 = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{ВЫХ.2}} \oplus a_{\text{ВЫХ.3}} = b_3; b_3 = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{ВЫХ.3}} \oplus a_{\text{ВЫХ.4}} = b_4; b_4 = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{ВЫХ.4}} \oplus a_{\text{ВЫХ.5}} = b_5; b_5 = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$b = a_{\text{вх}} \quad 11101.$$

Алгоритм (4.4) реализуется сумматором по модулю 2 с обратной связью рис. 4. 2

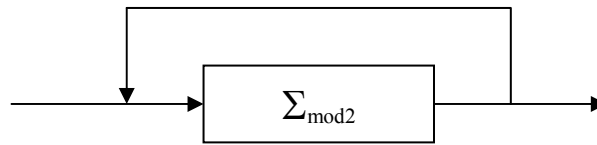


Рис. 4. 2. Сумматор по модулю 2 с обратной связью

Алгоритм (4.5) реализуется сумматором по модулю 2 (рис. 4. 3)

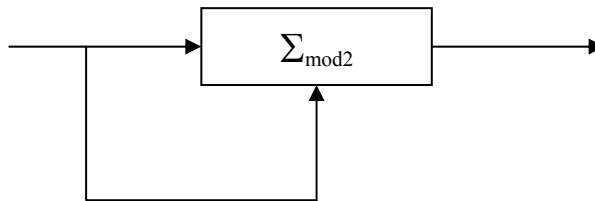


Рис. 4. 3. Сумматор по модулю 2

На рис. 4.4 изображена схема и результат моделирования алгоритмов (4.4, 4.5) в среде Simulink [58].

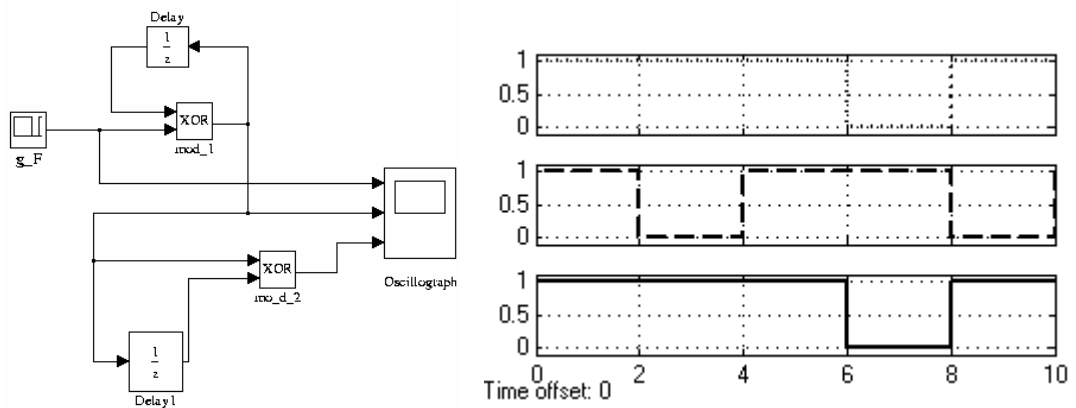


Рис. 4.4. Моделирование перекодировки последовательностей

Генератор g_F вырабатывает последовательность символов 11101 с интервалом 2 (верхний график), блок Delay выполняет задержку символов на один шаг модельного времени с выхода сумматора по модулю 2 (mod_1), перекодированная последовательность поступает на осциллограф и принимает значение 10110 (средний график). Эта же перекодированная по-

последовательность поступает непосредственно на первый вход сумматора по модулю 2 (mo_d_2) и через блок задержки Delay1 на второй вход сумматора. Восстановленная последовательность 11101 изображена на осциллографе (нижний график). Заметим, что надписи на рисунке обусловлены спецификой моделирующего пакета Simulink. В ГЛОНАСС при формировании и декодировании информации используется процедура сложения по модулю 2 символической информации и меандра. На рис. 4. 5 эта процедура воспроизведена средствами Simulink MatLab. Последовательность символов с тактовой частотой F в двоичном коде 110010 (рис. 4. 5, а) вырабатывается генератором g_F (рис. 4. 5, б), поступает на oscillograh и сумматор по модулю 2 (mod_2). Генератор g_2F формирует меандр с тактовой частотой $2F$ (символы 10101010101), который подается на сумматор mod_2 и oscillograh1. Получившаяся в результате суммирования последовательность 0101101001 изображена на рис. 4. 5, г. При декодировании полученная на выходе mod_2 последовательность символов суммируется по модулю 2 на mo_d2 . Результат суммирования показан на oscillograh3 (рис. 4. 5, д). Как видим исходная (рис. 4. 5, а) и восстановленная (рис. 4. 5, д) последовательности одинаковы.

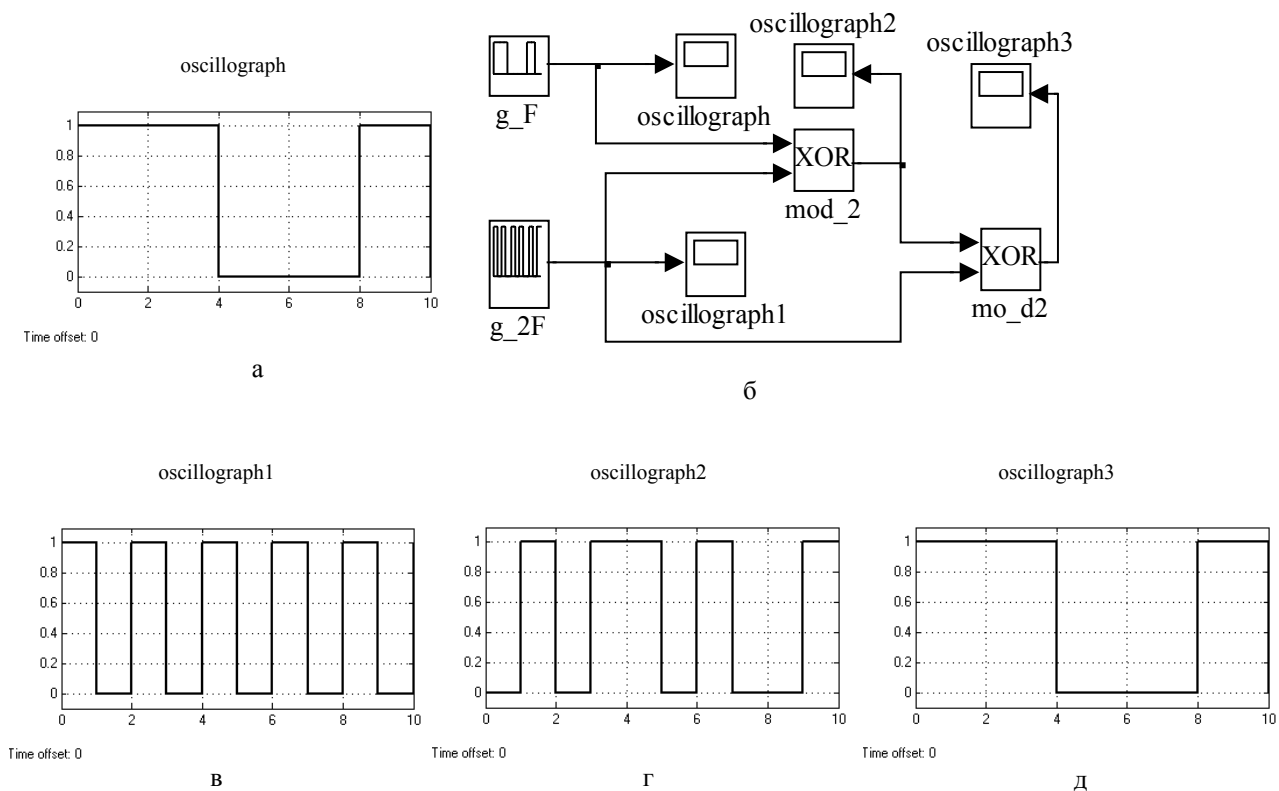


Рис. 4. 5. Суммирование по модулю 2 символической информации и меандра

4.1.3 Интерфейсы ГЛОНАСС и GPS

Интерфейс между подсистемой навигационных спутников ГЛОНАСС и аппаратурой потребителей состоит из радиолиний L-диапазона частот [28]. Каждый спутник ГЛОНАСС передает навигационные радиосигналы в двух частотных поддиапазонах (L1 ~ 1,6 ГГц и L2 ~ 1,2 ГГц).

В ГЛОНАСС используется частотное разделение навигационных радиосигналов спутников в обоих поддиапазонах L1 и L2. Каждый спутник передает навигационные радиосигналы на собственных частотах поддиапазонов L1 и L2. Спутники, находящиеся в противоположных точках орбитальной плоскости (антиподные спутники), могут передавать навигационные радиосигналы на одинаковых частотах.

В радиолиниях частотных поддиапазонов L1 и L2 спутники ГЛОНАСС передают навигационные радиосигналы: стандартной точности и высокой точности.

Сигнал стандартной точности с тактовой частотой 0,511 МГц предназначен для использования гражданскими потребителями.

Сигнал высокой точности с тактовой частотой 5,11 МГц модулирован специальным кодом и не рекомендуется к использованию без согласования с Министерством обороны Российской Федерации.

В ГЛОНАСС не используется режим преднамеренного ухудшения характеристик навигационного сигнала стандартной точности.

Номинальные значения несущих частот навигационных радиосигналов спутников ГЛОНАСС в частотных поддиапазонах L1 и L2 определяются следующими выражениями:

$$f_{K1} = f_{01} + K\Delta f_1,$$

$$f_{K2} = f_{02} + K\Delta f_2,$$

где:

K – номера несущих частот навигационных радиосигналов, излучаемых спутником в частотных поддиапазонах L1 и L2, соответственно;

$$f_{01} = 1602 \text{ МГц}; \quad \Delta f_1 = 562,5 \text{ кГц, для поддиапазона L1};$$

$$f_{02} = 1246 \text{ МГц}; \quad \Delta f_2 = 437,5 \text{ кГц, для поддиапазона L2}.$$

Распределение номинальных значений несущих частот f_{K1} и f_{K2} по номерам K приведено в таблица 4. 3.

Распределение номеров K между спутниками отображается в альманахе системы.

Для каждого спутника рабочие частоты поддиапазонов L1 и L2 когерентны и формируются от общего стандарта частоты. Номинальное значение частоты этого стандарта, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц. Для компенса-

ции релятивистских эффектов частота, формируемая бортовым стандартом частоты, с точки зрения наблюдателя, находящегося на спутнике, смещена относительно 5,0 МГц на относительную величину $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц, то есть равна 4,99999999782 МГц (величины даны для номинального значения высоты орбиты спутника ГЛОНАСС, равного 19100 км). Отношение рабочих частот L1 и L2, излучаемых определенным спутником составляет:

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

Фактические значения несущих частот радиосигналов каждого спутника ГЛОНАСС могут отличаться от номинальных значений f_k на относительную величину, не превышающую $\pm 2 \cdot 10^{-11}$.

Предусматривается поэтапное изменение частотного диапазона ГЛОНАСС [28].

Таблица 4. 3

Распределение несущих частот диапазонов L1 и L2

| № частоты | Номинал частоты в поддиапазоне L1, МГц | № частоты | Номинал частоты в поддиапазоне L2, МГц |
|-----------|--|-----------|--|
| 13 | 1609,3125 | 13 | 1251,6875 |
| 12 | 1608,75 | 12 | 1251,25 |
| 11 | 1608,1875 | 11 | 1250,8125 |
| 10 | 1607,625 | 10 | 1250,375 |
| 09 | 1607,0625 | 09 | 1249,9375 |
| 08 | 1606,5 | 08 | 1249,5 |
| 07 | 1605,9375 | 07 | 1249,0625 |
| 06 | 1605,375 | 06 | 1248,625 |
| 05 | 1604,8125 | 05 | 1248,1875 |
| 04 | 1604,25 | 04 | 1247,75 |
| 03 | 1603,6875 | 03 | 1247,3125 |
| 02 | 1603,125 | 02 | 1246,875 |
| 01 | 1602,5625 | 01 | 1246,4375 |
| 00 | 1602,0 | 00 | 1246,0 |
| -01 | 1601,4375 | -01 | 1245,5625 |
| -02 | 1600,8750 | -02 | 1245,1250 |
| -03 | 1600,3125 | -03 | 1244,6875 |
| -04 | 1599,7500 | -04 | 1244,2500 |
| -05 | 1599,1875 | -05 | 1243,8125 |
| -06 | 1598,6250 | -06 | 1243,3750 |
| -07 | 1598,0625 | -07 | 1242,9375 |

Интерфейс между навигационными спутниками GPS и аппаратурой потребителей состоит из трех радиолиний L-диапазона частот [27]. Каждый навигационный спутник GPS излучает радиосигналы в трех частотных поддиапазонах. Номинальные несущие частоты: L1=1575,42 МГц, L2=1227,6 МГц, L5= 1176. 5 МГц.

В GPS используется кодовое разделение радиосигналов навигационных спутников в поддиапазонах L1, L2 и L5. Каждый спутник передает навигационные радиосигналы с уникальным кодом.

Навигационными спутниками GPS формируются три псевдослучайные последовательности кодов дальности (PRN коды):

точный (P код), который является основным кодом дальности, имеет длину 7 дней, передается со скоростью 10,23 Мбит/с. Семидневная последовательность есть сумма по модулю 2 двух последовательностей X1 длиной 15 345 000 символов и X2_i длиной 15 345 037 символов. Последовательность X2_i – это последовательность X2, выборочно задержанная на 1–37 разрядов. Посредством этого осуществляется технология основной кодовой генерации, которая вырабатывает набор 37 взаимно исключающих последовательностей P-кода длиной 7 дней. Из них, 32 последовательности предназначены для использования при проведении навигационных определений, а оставшиеся 5 зарезервированы для других применений.

Y-код, используется вместо P-кода, когда применяется анти-дезинформационный вид работы, определенный в ICD-GPS-203, ICD-GPS-224, ICD-GPS-225.

Грубый (C/A) код доступен всем потребителям, а специальными потребителями используется для обнаружения P (или Y) кода .

Таблица 4. 4

| Коды GPS | | | | | | |
|------------|-----------|----------------------------|------------------------------|-------------------------------|----|---|
| № спутника | № сигнала | G2 _i (C/A кода) | Соответствие X2 _i | Задержка в символах для кодов | | Первые 10 символов C/A кода (три последних цифры записаны в восьмеричном представлении) |
| | | | | C/A | P | |
| 1 | 1 | 2 ⊕ 6 | 1 | 5 | 1 | 1440 |
| 2 | 2 | 3 ⊕ 7 | 2 | 6 | 2 | 1620 |
| 3 | 3 | 4 ⊕ 8 | 3 | 7 | 3 | 1710 |
| 4 | 4 | 5 ⊕ 9 | 4 | 8 | 4 | 1744 |
| 5 | 5 | 1 ⊕ 9 | 5 | 17 | 5 | 1133 |
| 6 | 6 | 2 ⊕ 10 | 6 | 18 | 6 | 1455 |
| 7 | 7 | 1 ⊕ 8 | 7 | 139 | 7 | 1131 |
| 8 | 8 | 2 ⊕ 9 | 8 | 140 | 8 | 1454 |
| 9 | 9 | 3 ⊕ 10 | 9 | 141 | 9 | 1626 |
| 10 | 10 | 2 ⊕ 3 | 10 | 251 | 10 | 1504 |
| 11 | 11 | 3 ⊕ 4 | 11 | 252 | 11 | 1642 |
| 12 | 12 | 5 ⊕ 6 | 12 | 254 | 12 | 1750 |
| 13 | 13 | 6 ⊕ 7 | 13 | 255 | 13 | 1764 |
| 14 | 14 | 7 ⊕ 8 | 14 | 256 | 14 | 1772 |
| 15 | 15 | 8 ⊕ 9 | 15 | 257 | 15 | 1775 |
| 16 | 16 | 9 ⊕ 10 | 16 | 258 | 16 | 1776 |
| 17 | 17 | 1 ⊕ 4 | 17 | 469 | 17 | 1156 |
| 18 | 18 | 2 ⊕ 5 | 18 | 470 | 18 | 1467 |
| 19 | 19 | 3 ⊕ 6 | 19 | 471 | 19 | 1633 |
| 20 | 20 | 4 ⊕ 7 | 20 | 472 | 20 | 1715 |
| 21 | 21 | 5 ⊕ 8 | 21 | 473 | 21 | 1746 |
| 22 | 22 | 6 ⊕ 9 | 22 | 474 | 22 | 1763 |
| 23 | 23 | 1 ⊕ 3 | 23 | 509 | 23 | 1063 |
| 24 | 24 | 4 ⊕ 6 | 24 | 512 | 24 | 1706 |
| 25 | 25 | 5 ⊕ 7 | 25 | 513 | 25 | 1743 |
| 26 | 26 | 6 ⊕ 8 | 26 | 514 | 26 | 1761 |

| № спутника | № сигнала | G2 _i (C/A кода) | Соответствие X2 _i | Задержка в символах для кодов | | Первые 10 символов C/A кода (три последних цифры записаны в восьмеричном представлении) |
|------------|-----------|----------------------------------|---------------------------------|-------------------------------|----|---|
| | | | | C/A | P | |
| 27 | 27 | 7 ⊕ 9 | 27 | 515 | 27 | 1770 |
| 28 | 28 | 8 ⊕ 10 | 28 | 516 | 28 | 1774 |
| 29 | 29 | 1 ⊕ 6 | 29 | 859 | 29 | 1127 |
| 30 | 30 | 2 ⊕ 7 | 30 | 860 | 30 | 1453 |
| 31 | 31 | 3 ⊕ 8 | 31 | 861 | 31 | 1625 |
| 32 | 32 | 4 ⊕ 9 | 32 | 862 | 32 | 1712 |
| *** | 33 | 5 ⊕ 10 | 33 | 863 | 33 | 1745 |
| *** | 34** | 4 ⊕ 10 | 34 | 950 | 34 | 1713 |
| *** | 35 | 1 ⊕ 7 | 35 | 947 | 35 | 1134 |
| *** | 36 | 2 ⊕ 8 | 36 | 948 | 36 | 1456 |
| *** | 37** | 4 ⊕ 10 | 37 | 950 | 37 | 1713 |

Псевдослучайная последовательность C/A кода применяется для идентификации номера навигационного спутника, является кодом Голда, имеет длительность 1 мсек., передается со скоростью 1023 Кбит/с. Последовательность C/A кода есть сумма по модулю 2 последовательности G1 и G2_i, задержанной на 5-950 символов относительно G2, посредством чего генерируется набор 36 взаимно исключающих C/A-кодов. Идентификация номеров GPS спутников и C/A кодов приведена в таблица 4. 4.

Навигационные радиосигналы, передаваемые спутниками GPS на несущих частотах L1 и L2, являются многокомпонентным фазоманипулированным сигналом. Фазовая манипуляция несущих осуществляется на π радиан.

Квадратурные составляющие сигнала несущей частоты L1 модулируется двоичными последовательностями P и C/A кодов соответственно, сложенными по модулю 2 с данными цифровой информации навигационного сообщения.

Несущая частота L2 модулируется двоичной последовательностью P сложенной по модулю 2 с цифровой информации навигационного сообщения.

Основой для формирования перечисленных компонентов сигнала является бортовой стандарт частоты.

4.1.4 . Формирование информационного сигнала в ГЛОНАСС

Навигационный радиосигнал, передаваемый каждым спутником системы ГЛОНАСС на собственной несущей частоте в поддиапазонах L1 и L2, является многокомпонентным фазоманипулированным сигналом. Фазовая манипуляция несущей осуществляется на π радиан с максимальной погрешностью не более $\pm 0,2$ радиана [28].

Несущая частота поддиапазона L1 модулируется двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю два псевдослучайного (ПС) дальномерного кода, цифровой информации навигационного сообщения и вспомогательного колебания типа меандр.

Несущая частота поддиапазона L2 модулируется двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю два ПС дальномерного кода и вспомогательного колебания типа меандр.

Основой для формирования всех перечисленных компонентов сигнала является бортовой стандарт частоты.

Информация навигационного сообщения, формируется в виде непрерывно следующих строк длительностью 2 с. В первой части каждой строки в течение 1,7 с передается информация навигационного сообщения. Во второй части каждой строки в течение 0,3 с передается двоичный код метки времени.

Двоичная последовательность информации навигационного сообщения образуется в результате сложения по модулю два двух двоичных последовательностей:

- последовательности символов цифровой информации навигационного сообщения в относительном коде с длительностью символов 20 мс;
- последовательности меандра с длительностью символов 10 мс.

Двоичный код метки времени представляет собой укороченную псевдослучайную двоичную последовательность метки времени (ПСПМВ) длиной 30 символов с длительностью символов 10 мс, которая описывается образующим полиномом

$$g(x) = 1 + x^3 + x^5$$

и имеет вид:

111110001101110101000010010110.

Первый символ цифровой информации в каждой строке информационного сообщения всегда "0". Он дополняет укороченную ПСПМВ предыдущей строки до полной (не укороченной) псевдослучайной последовательности.

В излучаемом навигационном радиосигнале границы двухсекундных строк, границы символов цифровой информации, границы символов меандра, границы символов ПСПМВ и границы символов ПСПД синхронизированы между собой; границы символов меандра и границы символов цифровой информации совпадают с передними фронтами начальных символов ПСПД. Задний фронт последнего символа ПСПМВ в излученном навигационном радиосигнале является меткой времени и соответствует моменту времени, отстоящему от начала суток на целое четное количество секунд в шкале времени спутника.

Псевдослучайный дальномерный код представляет собой последовательность максимальной длины регистра сдвига (M-последовательность) с периодом 1 мс и скоростью передачи символов 511 кбит/с.

Цифровая информация передается со скоростью 50 бит/с.

Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных в системе ГЛОНАСС изображена на рис. 4.6.

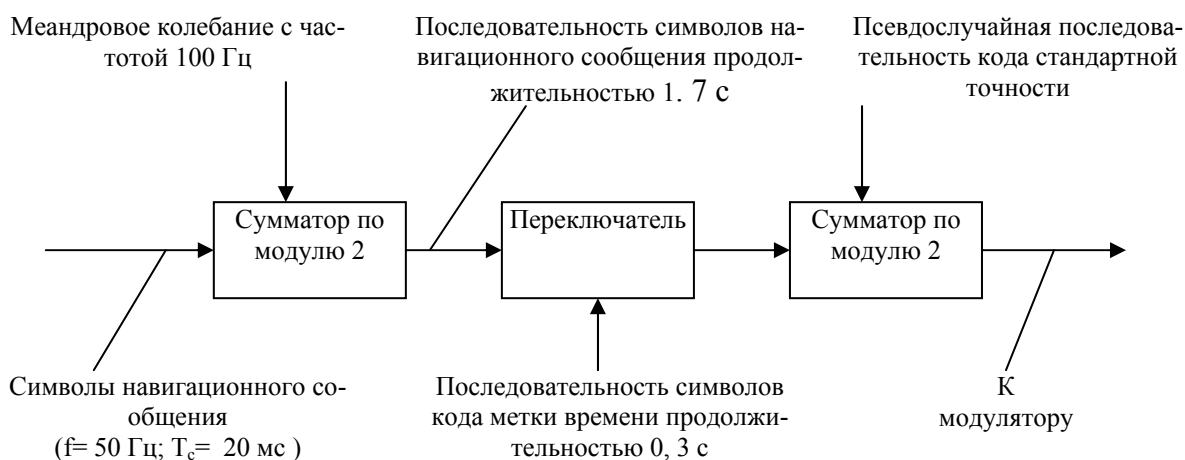


Рис. 4.6. Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных

Модулирующая последовательность, используемая для модуляции несущих частот поддиапазона L1 при формировании сигналов стандартной точности, образуется сложением по модулю два трех двоичных сигналов:

- псевдослучайного дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- навигационного сообщения, передаваемого со скоростью 50 бит/с;
- вспомогательного меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

Модулирующая последовательность, используемая для модуляции несущих частот поддиапазона L2 при формировании сигналов стандартной точности, образуется сложением по модулю два двух двоичных сигналов:

- псевдослучайного дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- вспомогательного меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

Данные последовательности используются для модуляции несущих частот поддиапазонов L1 и L2 при формировании сигналов стандартной точности.

Упрощенная структурная схема формирования дальномерного кода ПСПД и синхронизирующих импульсов для навигационного радиосигнала приведена на рис. 4.7.

ПС дальномерный код представляет собой ПС последовательность максимальной длины регистра сдвига с периодом повторения 1 мс и скоростью передачи символов 511 кбит/с.

ПС дальномерный код снимается с 7-го разряда 9-ти разрядного регистра сдвига. Код начального состояния регистра сдвига соответствует наличию "1" во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПС дальномерного кода является 1-ый символ в группе

111111100, повторяющийся через 1 мс. Образующий полином, соответствующий регистру сдвига, формирующему ПС дальномерный код, имеет следующий вид:

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

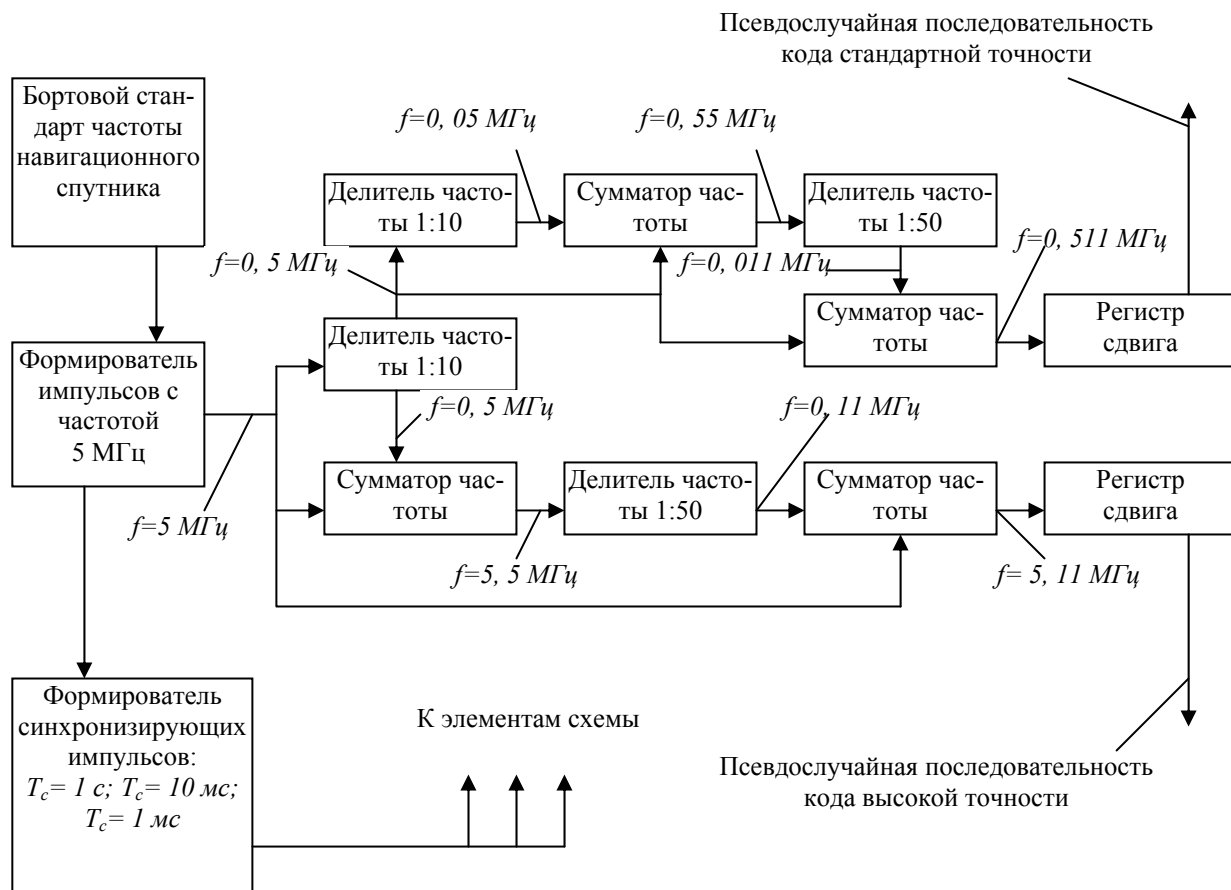


Рис. 4.7. Упрощенная структурная схема формирования дальномерного кода ПСПД и синхроимпульсов для навигационного радиосигнала

Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код, показана на рис. 4.8.

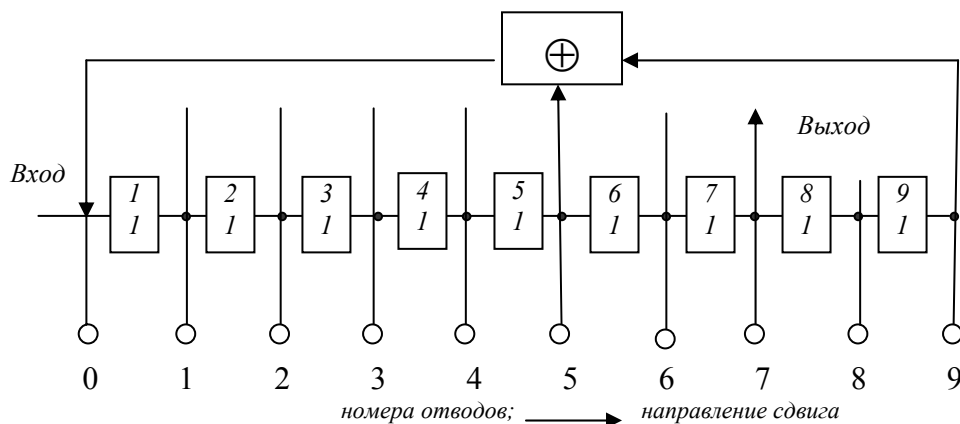


Рис. 4.8. Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код

Временные соотношения между синхроимпульсами модулирующего навигационного сигнала и дальномерным кодом ПСПД даны на рис. 4.9.

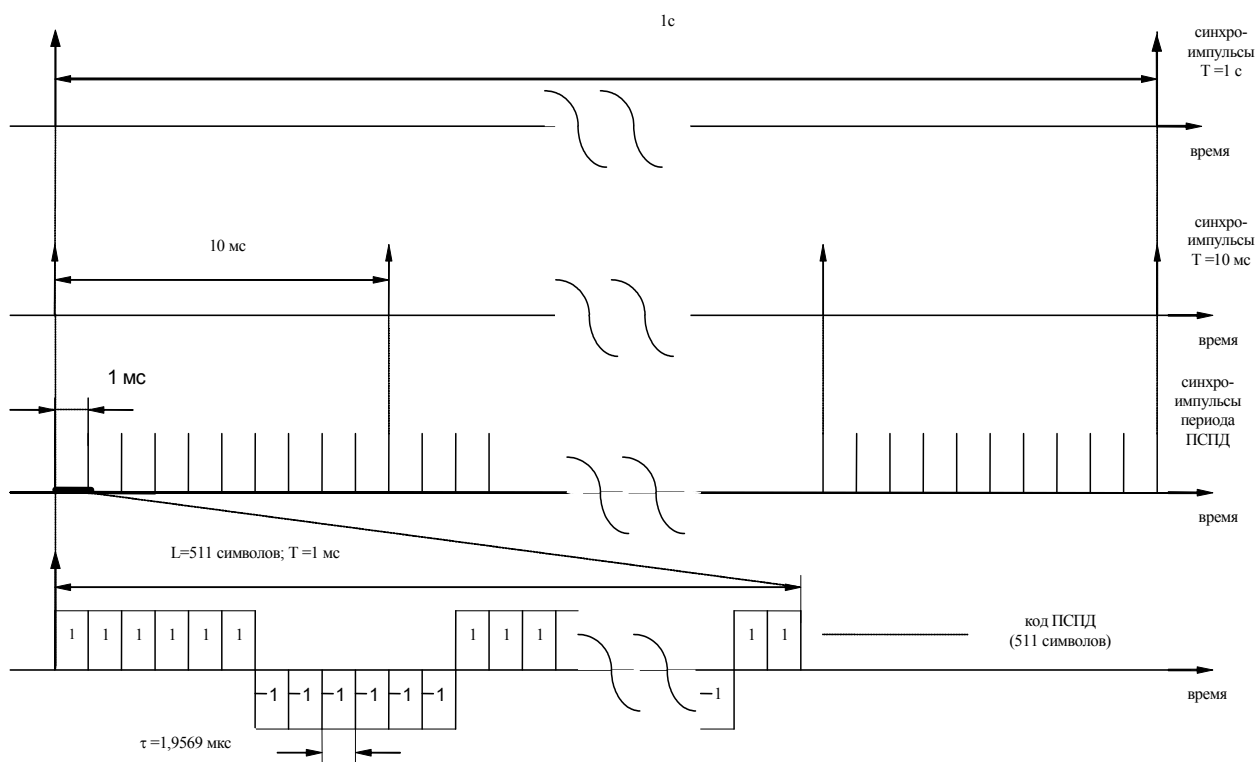


Рис. 4.9. Временные соотношения между синхроимпульсами модулирующего

Формирование последовательности данных в процессоре спутника приведены на рис.

4.10.

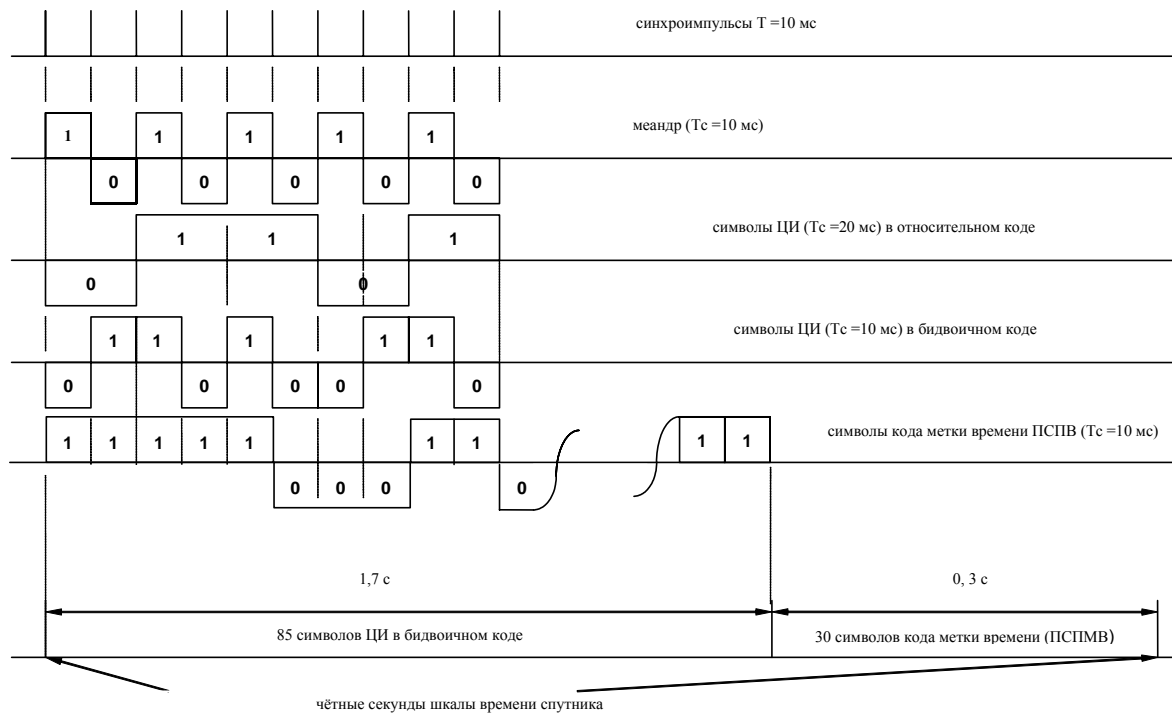


Рис. 4.10. Формирование последовательности данных в процессоре спутника

Некоторые результаты моделирования M- последовательности представлены на рис. 4.11, рис. 4.12.

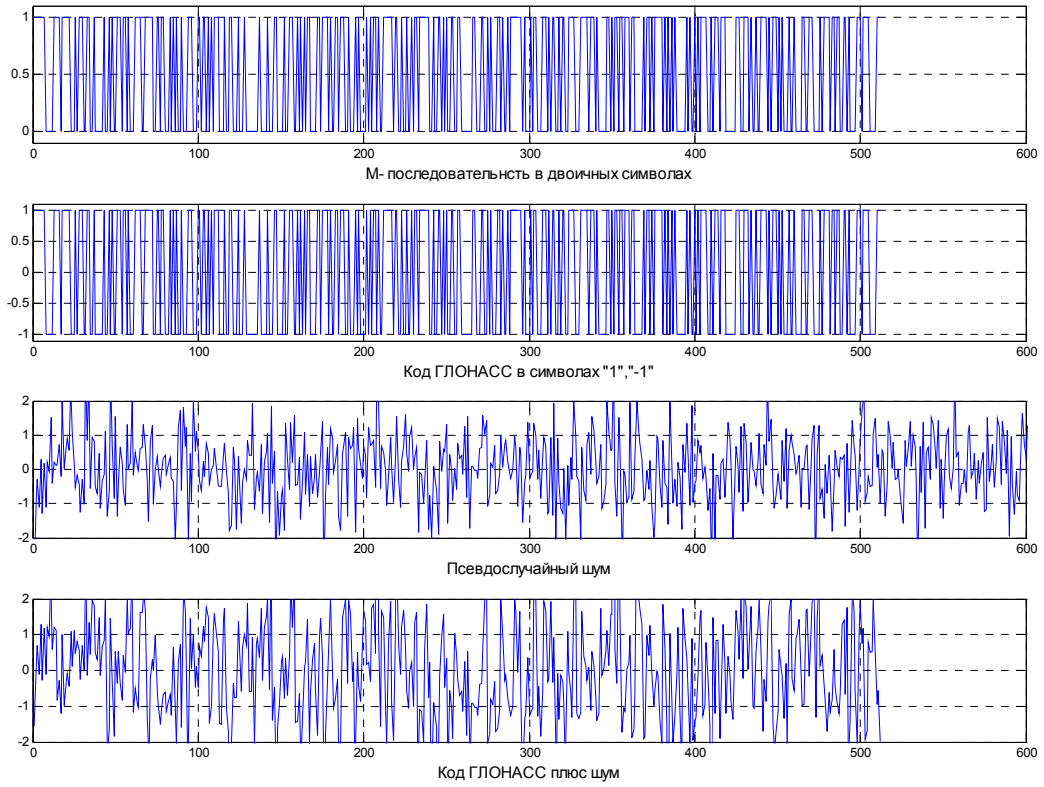


Рис. 4.11. Коды системы ГЛОНАСС и псевдослучайный шум

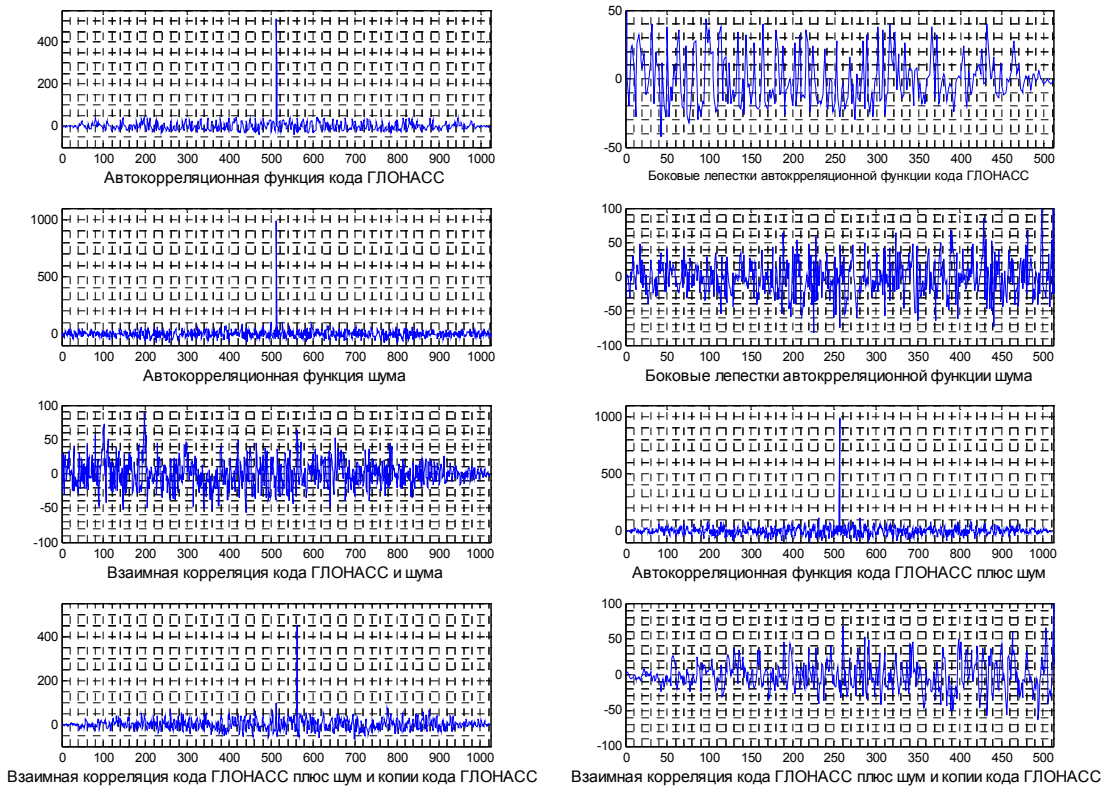


Рис. 4.12. Корреляционные характеристики кода ГЛОНАСС

Из приведенных результатов можно заключить, что псевдослучайный код ГЛОНАСС имеет хорошие корреляционные характеристики.

4.1.5 Формирование информационного сигнала в GPS

В информационном сигнале GPS квадратурные составляющие несущей частоты модулируются двумя псевдослучайными последовательностями [27, 38]. Каждая последовательность есть бифазный $(0, \pi)$ сдвинутый код (bi phase shift key, BPSK). Одна последовательность – сумма по модулю 2 P(Y) кода и навигационных данных, другая последовательность – сумма по модулю 2 C/A кода и навигационных данных. При этом составляющая C/A кода должна быть задержана относительно P сигнала на 90 градусов. Несущая частота L2 модулируется только одной из этих 2^x последовательностей. Код, используемый для модуляции несущей L2 выбирается наземными командами. Третий вид модуляции несущей L2 также определяется наземными командами. Он использует в качестве модулирующего сигнала P(Y) – код без навигационных данных. Для навигационных спутников все элементы передаваемого сигнала (несущие, коды и данные) когерентны и создаются одним бортовым источником частоты.

Номинальная частота этого источника для наблюдателя на Земле составляет 10,23 МГц. Несущая частота спутника и величина поправки частот для наблюдателя, находящегося на спутнике измеряются для компенсации релятивистских эффектов. Величины поправки часов изменяются на величины $\Delta f/f = -4,4647 \cdot 10^{-10}$, что эквивалентно изменению частоты P-кода (10,23 МГц) на $\Delta f = -4,5674 \cdot 10^{-3}$ Гц. (частота генерации P кода будет 10, 22999999543 МГц).

Упрощенная схема формирования радионавигационного сигнала спутника GPS изображена на рис. 4.13.

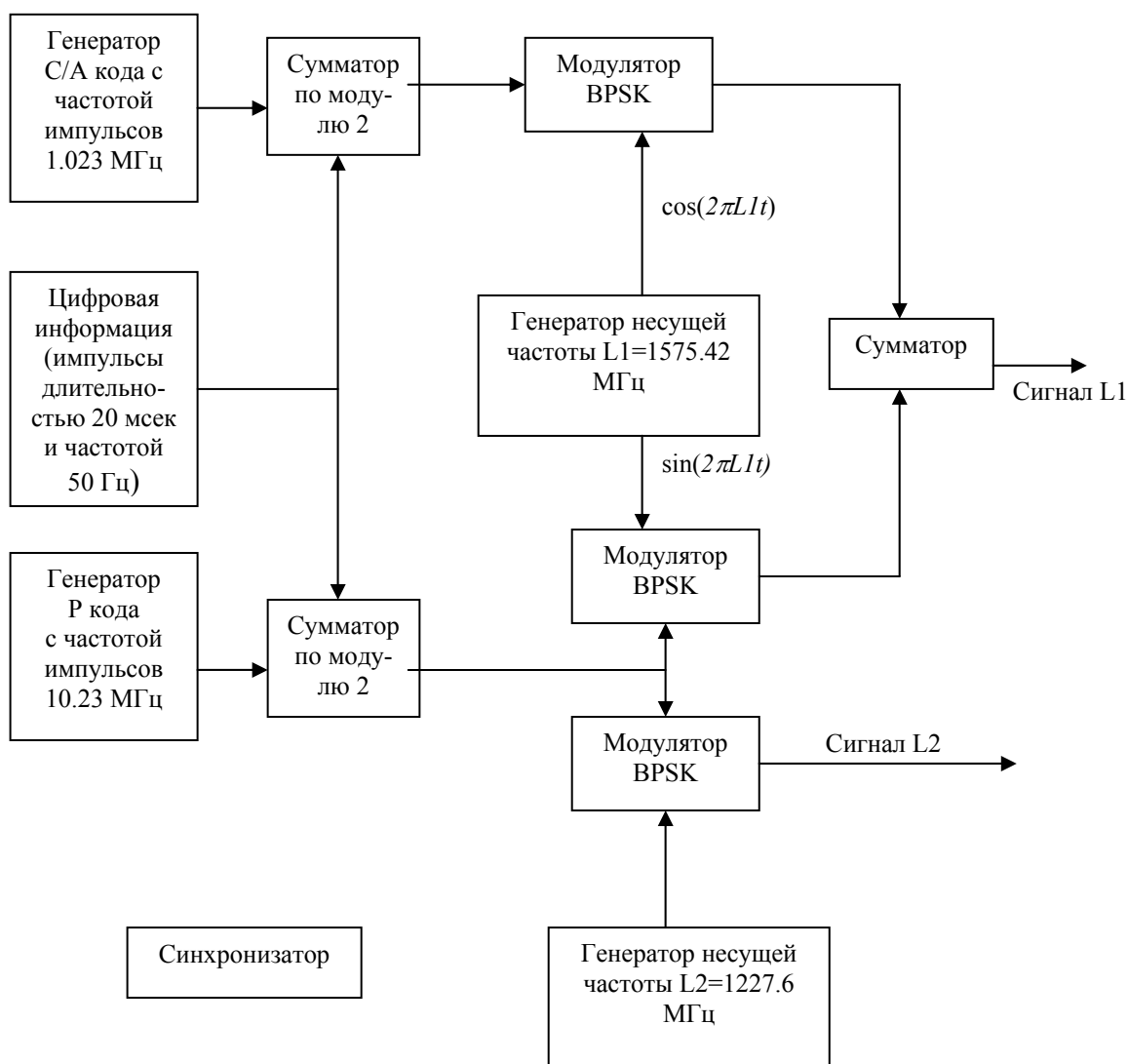


Рис. 4.13. Формирования радионавигационного сигнала спутника GPS

Последовательность G1 в генераторе C/A кода формируется посредством десятиразрядного регистра сдвига и сумматора по модулю 2 (рис. 4.14).

Образующий полином для последовательности G1 имеет вид:

$$\text{Образующий полином } G1 = 1 + x^3 + x^{10}.$$

Начальное состояние регистра сдвига есть десять двоичных символов «1111111111».

В течение 1 миллисекунды генерируется 1023 символа последовательности G1.

Последовательность G2, также формируется с помощью 10-разрядного регистра сдвига и сумматора по модулю 2, но образующий полином последовательности G2 иной:

$$\text{Образующий полином } G2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}.$$

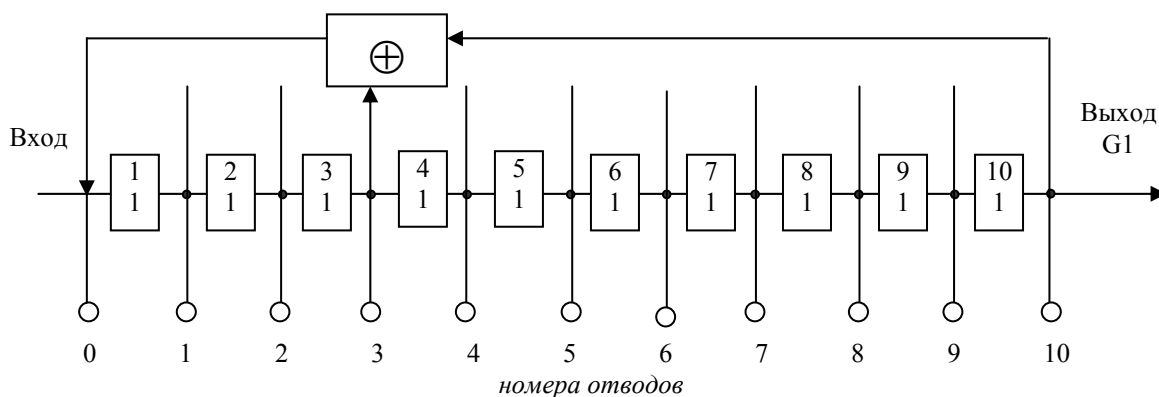


Рис. 4.14. Формирование последовательности G1

Схема формирования последовательности G2 изображена на рис. 4.15.

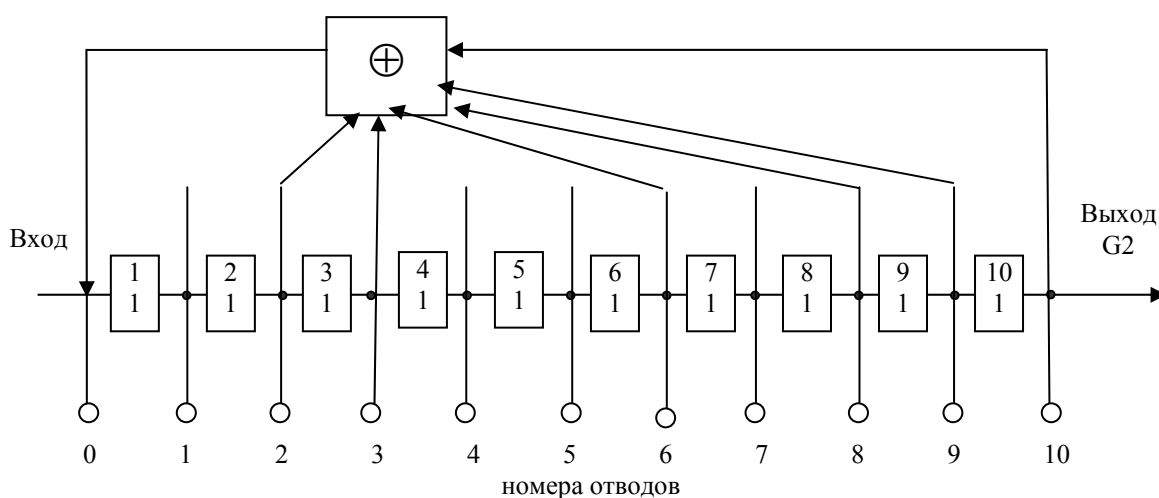


Рис. 4.15. Формирования последовательности G2

Последовательности $G2_i$ формируются посредством схемы рис. 4.15 путем сложения по модулю 2 пар последовательностей с соответствующих отводов регистра сдвига. Так, например, чтобы получить последовательности $G2_i$ для спутников с идентификационными номерами 1, 7, 13, 32, нужно сложить по модулю 2 последовательности G2 с отводов 2 и 6, 1 и 8, 6 и 7, 4 и 9 соответственно. Полная информация о соответствии складываемых последовательностей идентификационным номерам спутников дана в таблица 4. 4

Упрощенная схема генератора C/A кода, учитывающая процедуры формирования псевдослучайных последовательностей G1 и G2 изображена на рис. 4. 16.

В генераторе C/A кода регистрами G1 и G2, согласно приведенным выше образующим полиномам, формируются псевдослучайные последовательности двоичных символов. В соответствии с задаваемыми алгоритмами логический сумматор- переключатель с отводов регистра G2 соответствующие таблица 4. 4 выбирает пары задержанных последовательностей, которые суммируются по модулю 2 и образуют последовательности $G2_i$. Последовательности $G2_i$ складываются по модулю 2 с последовательностью G1 и формируют псевдослучай-

ный код C/A i -го навигационного спутника. Далее кодом C/A, сложенным по модулю 2 с навигационными данными модулируется несущая частота.

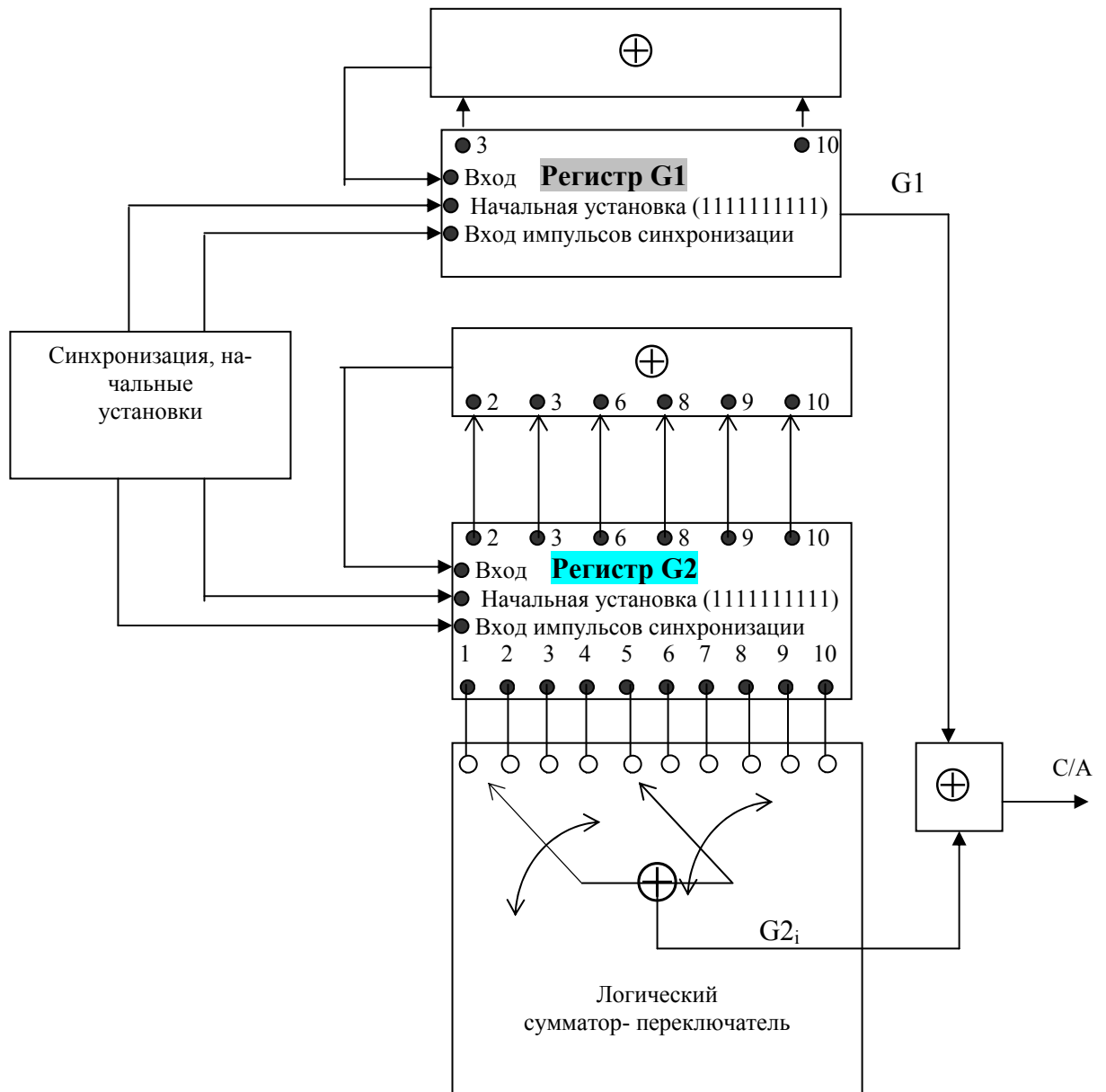


Рис. 4. 16. Схема генератора C/A кода

Результаты моделирования кода GPS изображены на рис. 4. 17- рис. 4. 19.

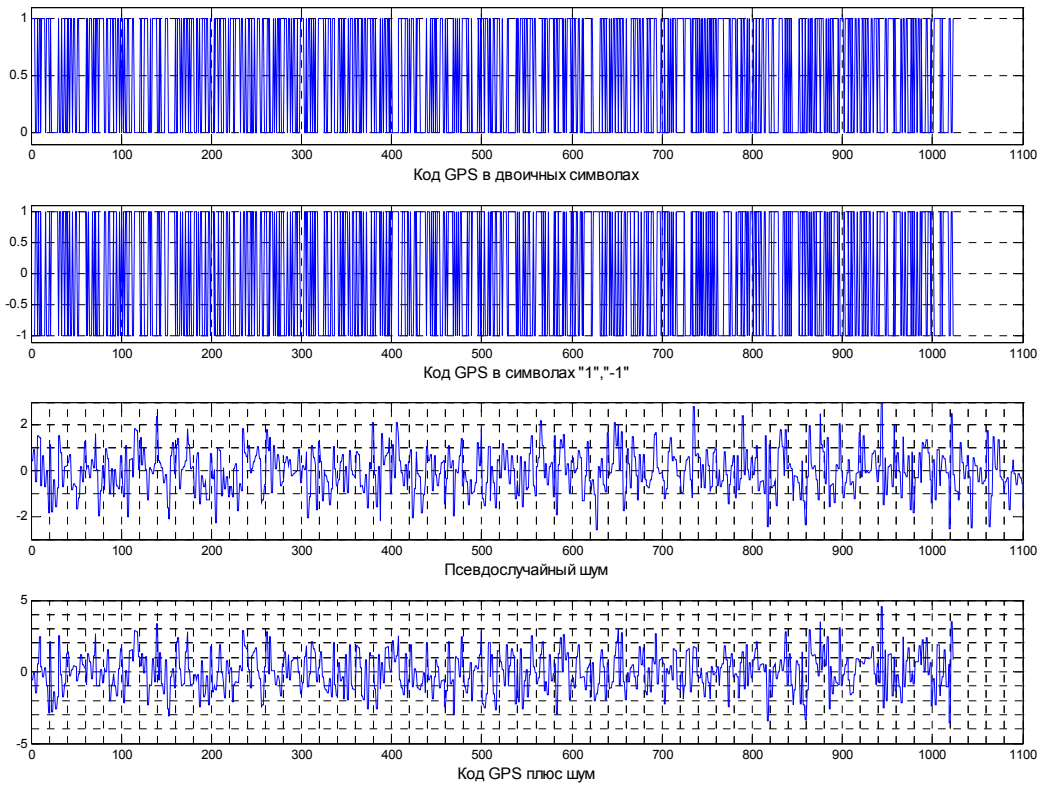


Рис. 4.17. Коды GPS и псевдослучайный шум

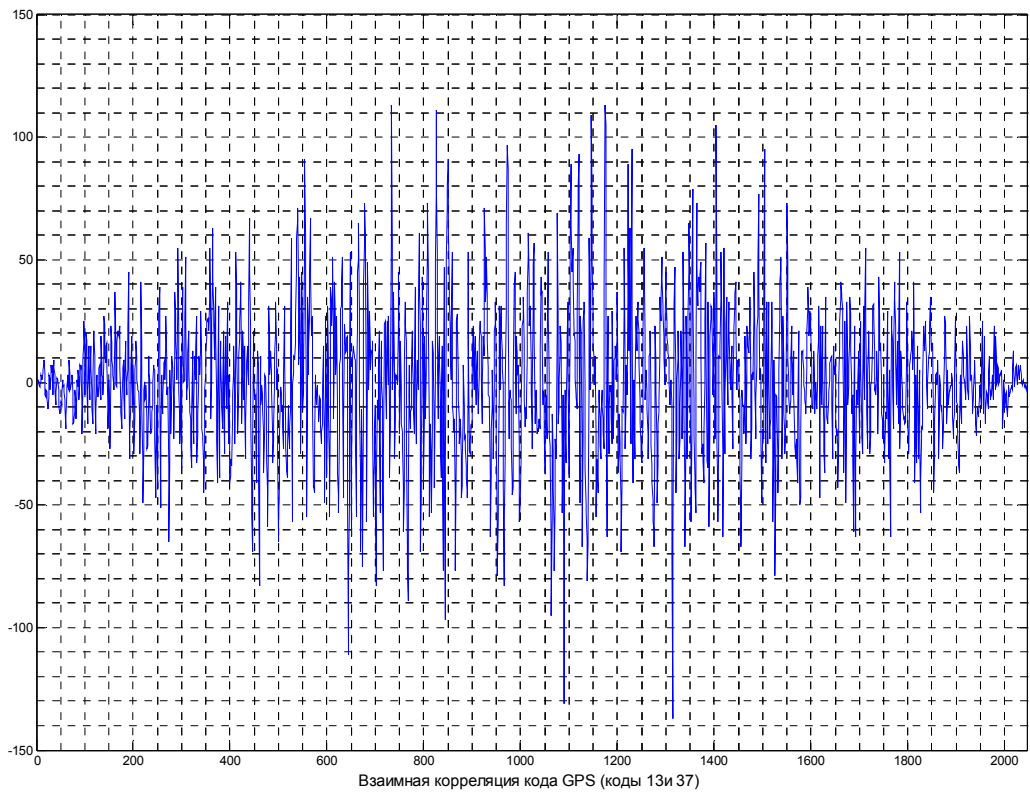


Рис. 4.18. Пример взаимной корреляции кодов GPS

На рис. 4. 17 изображены коды с номером 37 и уровень псевдослучайного шума. Кросс корреляцию кодов GPS иллюстрирует рис. 4.18. Некоторые корреляционные свойства кодов GPS показаны на рис. 4. 19.

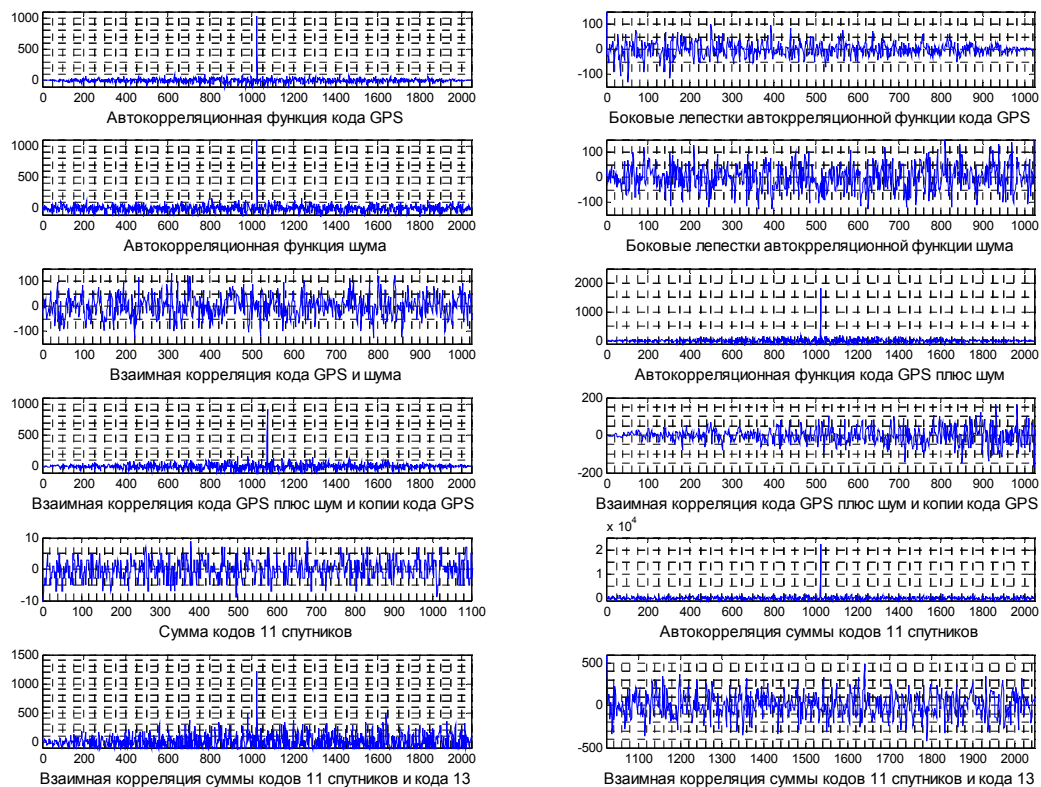


Рис. 4. 19. Корреляционные характеристики кодов GPS

Приведенные на рис. 4. 17- рис. 4. 19 данные соответствуют одному уровню значений сигналов.

4.2 Формат и содержания навигационных данных

4.2.1 Данные ГЛОНАСС

Передаваемые в радиосигналах навигационные сообщения ГЛОНАСС предназначены для проведения потребителями навигационных определений, привязки к точному времени и планирования сеансов навигации [28].

Содержанию навигационного сообщения подразделяется на *оперативную* и *неоперативную* информацию.

Оперативная информация относится к навигационному спутнику, с которого передается навигационный радиосигнал и содержит:

- оцифровку меток времени навигационного спутника;

- сдвиг шкалы времени навигационного спутника относительно шкалы времени ГЛОНАСС;

- относительное отличие несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала от номинального значения;

- эфемериды навигационного спутника.

Неоперативная информация содержит:

альманах всех спутников (альманах состояния);

- сдвиг шкалы времени каждого навигационного спутника относительно шкалы времени ГЛОНАСС (альманах фаз);

- параметры орбит всех навигационных спутников (альманах орбит);

- сдвиг шкалы времени ГЛОНАСС относительно UTC(SU).

В пределах каждого *суперкадра* передается полный объем неоперативной информации (альманах) для всех 24 навигационных спутника ГЛОНАСС.

Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации, закодированной по коду Хемминга и преобразованной в относительный код. Структурно поток цифровой информации (ЦИ) формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров.

Суперкадр имеет длительность 2,5 мин и состоит из 5 кадров длительностью 30 с. Кадр состоит из 15 строк длительностью 2 с.

Границы строк, кадров и *суперкадров* различных навигационных спутников синхронны с погрешностью не более 2 мс.

На рис. 4.20 приведена структура *суперкадра* с указанием номеров кадров в суперкадре и номеров строк в кадрах [59].

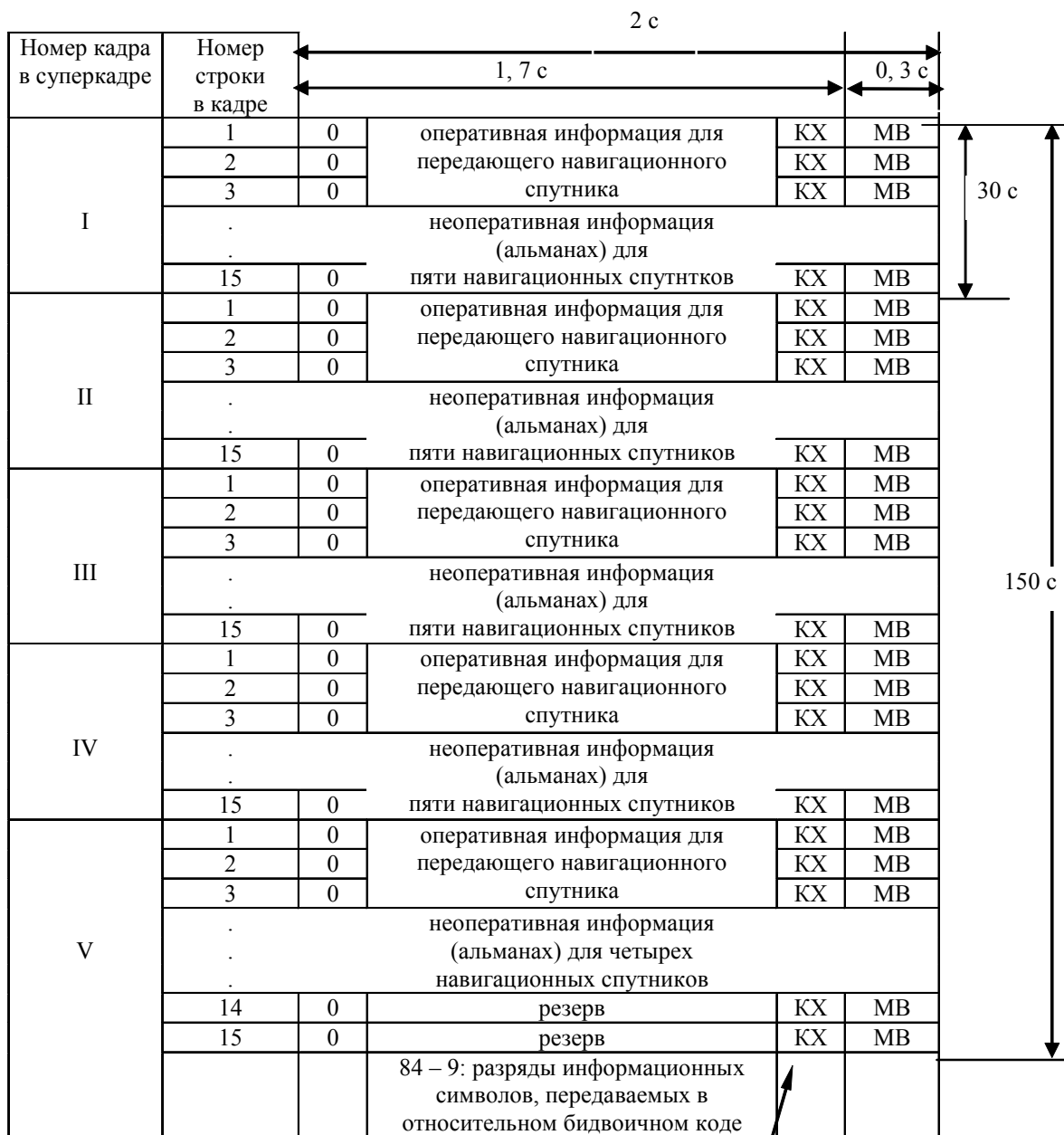


Рис. 4.20. Структура суперкадра навигационного сообщения ГЛОНАСС

Структура кадра, состоящая из 15 строк изображена на рис. 4. 21 и рис. 4. 22 [59].

Навигационные кадры с первого по четвертый идентичны. В кадре информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому спутнику, с которого она поступает (оперативная информация). Эта информация в пределах суперкадра не меняется.

| | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---------------------------------|----------------|----------------|-----------------------------|----------------------------------|--|--|-----------------------------------|------------------------------|------------------------------------|------------------------------|----------------------------------|------------------------------|-----------------------------|----------------|----------------|----|----|----|
| № Строчки (P2 ¹) | 1 | m ⁴ | 2 | P1 ² | t _k | 12 | x _n '(t _b) | 24 | x _n ''(t _b) | 5 | x _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| | 2 | m ⁴ | B _n ³ | t _b | 7 | | y _n '(t _b) | 24 | y _n ''(t _b) | 5 | y _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| (P3 ¹) | 3 | m ⁴ | | γ _n (t _b) | 11 | P ² | z _n '(t _b) | 24 | z _n ''(t _b) | 5 | z _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| | 4 | m ⁴ | | τ _n (t _b) | 22 | Δτ _n ⁵ | E _n ⁵ | | P4 ¹⁴ | FT ⁴ | 3 | N _Г ¹¹ | n ⁵ | M ² | KX | 8 | MB | |
| (C _n) | 5 | m ⁴ | | N ^A | 11 | | τ _c | 32 | N ₄ ⁵ | | τ _{GPS} | 22 | I _n | | KX | 8 | MB | |
| | 6 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 7 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 8 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 9 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 10 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 11 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 12 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 13 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 14 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| 15 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB | |

Рис. 4. 21. Структура навигационных кадров с 1-го по 4-й

| | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---------------------------------|----------------|----------------|-----------------------------|----------------------------------|----------------|--|-----------------------------------|-----------------------------|------------------------------------|------------------------------|----------------------------------|------------------------------|-----------------------------|----------------|----------------|----|----|----|
| № Строчки (P2 ¹) | 1 | m ⁴ | 2 | P1 ² | t _k | 12 | x _n '(t _b) | 24 | x _n ''(t _b) | 5 | x _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| | 2 | m ⁴ | B _n ³ | t _b | 7 | | y _n '(t _b) | 24 | y _n ''(t _b) | 5 | y _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| (P3 ¹) | 3 | m ⁴ | | γ _n (t _b) | 11 | P ² | z _n '(t _b) | 24 | z _n ''(t _b) | 5 | z _n (t _b) | 27 | KX | 8 | MB | | | |
| | 4 | m ⁴ | | τ _n (t _b) | 22 | Δτ _n ⁵ | E _n ⁵ | | P4 ¹⁴ | FT ⁴ | 3 | N _Г ¹¹ | n ⁵ | M ² | KX | 8 | MB | |
| (C _n) | 5 | m ⁴ | | N ^A | 11 | | τ _c | 32 | N ₄ ⁵ | | τ _{GPS} | 22 | I _n | | KX | 8 | MB | |
| | 6 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 7 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 8 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 9 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 10 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 11 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 12 | m ⁴ | M _n ² | n ^A | 5 | τ _n ^A | 10 | λ _n ^A | 21 | Δτ _n ^A | 18 | ε _n ^A | 15 | | KX | 8 | MB | |
| | 13 | m ⁴ | | ω _n ^A | 16 | t _{λ_n^A} | 21 | | Δτ _n ^A | 22 | Δτ _n ^A | 7 | H _n ^A | 5 | I _n | KX | 8 | MB |
| | 14 | m ⁴ | | B ₁ | 11 | B ₂ | 10 | KP ² | | | | | | | KX | 8 | MB | |
| 15 | m ⁴ | | | | | | | | | | | | I _n | | KX | 8 | MB | |

Рис. 4. 22. Структура навигационных кадров (5-й кадр)

Строки с шестой по пятнадцатую каждого кадра заняты неоперативной информацией (альманах) для 24-х спутников системы: по пяти спутникам в кадрах с первого по четвертый и по четырем спутникам в пятом кадре. Неоперативная информация (альманах) для одного

спутника занимает две строки. Информация пятой строки в кадре относится к неоперативной информации и повторяется в каждом кадре суперкадра.

Структура информационной строки изображена на рис. 4. 23.

| | | | | |
|---|------------------------------|------------------------------------|--|------------------------------|
| <i>Длительности:</i> | | | | |
| <i>строки- 2 с</i> | | | | |
| <i>последовательности 85...1- 1.7 с</i> | | | | <i>метки времени-0.3 с</i> |
| 85 | 84...81 | 80...9 | 8...1 | 1...30 |
| <i>Символ начало строки- всегда</i> | <i>Символы номера строки</i> | <i>Символы цифровой информации</i> | <i>Проверочные символы кода Хемминга</i> | <i>Символы метки времени</i> |

Рис. 4. 23. Структура информационной строки сигнала ГЛОНАСС

Каждая строка содержит двоичные символы цифровой информации (ЦИ) и метку времени. Длительность строки ЦИ равна 2 с, из них 0,3 с в конце строки занимает укороченная псевдослучайная последовательность метки времени (ПСПМВ), состоящая из 30-ти символов длительностью 10 мс каждый. Оставшуюся часть строки (1,7 с) занимает ЦИ с символьной частотой 50 Гц, сложенная по модулю два с меандром двойной символьной частоты 100 Гц (бидвоичный код).

Каждая строка содержит 85 двоичных символов ЦИ. Нумерация позиций символов в строке осуществляется справа налево. Наряду с информационными символами (позиции 84-9) в каждой строке ЦИ передаются 8 проверочных символов (позиции 1-8) кода Хемминга (КХ), позволяющие производить проверку достоверности символов ЦИ в строке. Код Хемминга имеет кодовое расстояние равное четырем. Разделение строк ЦИ осуществляется с помощью меток времени (МВ). Слова ЦИ записываются старшими разрядами слева. Передача ЦИ осуществляется старшими разрядами вперед. В каждой строке последний символ (85-я позиция) является "холостым", он необходим для реализации последовательного относительного кода при передаче ЦИ по радиолинии. В качестве "холостого" символа принят "0". Структура строк 1-15 для 1-5 кадров и содержание, передаваемой навигационной информации приведены в [59].

Приведем комментарий к словам оперативной информации навигационного сообщения системы ГЛОНАСС [59].

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

Слово **t_к** - время начала кадра внутри текущих суток, исчисляемое в шкале бортового времени. В 5 старших разрядах записывается количество целых часов, прошедших с начала текущих суток. В 6 средних разрядах записывается количество целых минут, а в младшем

разряде - количество 30-секундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты. Начало суток по бортовому времени спутника совпадает с началом очередного суперкадра.

Слово **V_n** – признак достоверности кадра n-го навигационного спутника. Аппаратурой потребителя анализируется только старший разряд этого слова, "1" в котором обозначает факт непригодности данного спутника для проведения сеансов измерений. Второй и третий разряды этого слова аппаратурой потребителя не анализируются.

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

Слово **P** – признак режима работы навигационного спутника по частотно-временной информации (ЧВИ) ⁽¹⁾. При **P = 1** ЧВИ рассчитывается на борту навигационного спутника; при **P = 0** ЧВИ рассчитывается подсистемой контроля и управления и закладывается на борт навигационного спутника.

Слово **P1** - признак смены оперативной информации; признак сообщает величину интервала времени между значениями **t_b** (мин) в данном и предыдущем кадрах, как показано в таблице 4. 5.

Таблица 4. 5

Значения слова **P1**

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

Слово **P2** - признак нечетности ("1") или четности ("0") числового значения слова **t_b** (для интервалов 30 или 60 минут).

Слово **P3** - признак, состояние "1" которого означает, что в данном кадре передается альманах для 5-ти спутников системы, а состояние "0" означает, что в данном кадре передается альманах для 4-х спутников.

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

Слово **N_T** – текущая дата, календарный номер суток внутри четырехлетнего интервала, начиная с високосного года ⁽¹⁾.

Слово **n** – номер навигационного спутника, излучающего навигационный сигнал ⁽¹⁾ и соответствующий его рабочей точке.

Слово F_T – фактор точности измерений, характеризующий в виде эквивалентной ошибки ошибку набора данных, излучаемых в навигационном сообщении на момент времени t_b , как показано в таблица 4. 6.⁽¹⁾.

Таблица 4. 6

Значения слова F_T

| Значения слова F_T | Точность измерений σ , м |
|----------------------|---------------------------------|
| 0 | 1 |
| 1 | 2 |
| 2 | 2,5 |
| 3 | 4 |
| 4 | 5 |
| 5 | 7 |
| 6 | 10 |
| 7 | 12 |
| 8 | 14 |
| 9 | 16 |
| 10 | 32 |
| 11 | 64 |
| 12 | 128 |
| 13 | 256 |
| 14 | 512 |
| 15 | не используется |

Слово $\Delta\tau_n$ – смещение излучаемого навигационного радиосигнала поддиапазона L2 относительно навигационного радиосигнала поддиапазона L1 для n-го навигационного спутника:

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

где t_{f1} , t_{f2} – аппаратные задержки в соответствующих поддиапазонах, выраженные в единицах времени.

Слово M – модификация навигационного спутника, излучающего данный навигационный сигнал. Значение "00" означает навигационные спутники ГЛОНАСС, "01" – навигационные спутники ГЛОНАСС-М⁽¹⁾.

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

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

где:

$f_n(t_b)$ - прогнозируемое значение несущей частоты излучаемого радиосигнала n-го спутника с учетом гравитационного и релятивистского эффектов на момент времени t_b ;

f_{nn} - номинальное значение несущей частоты радиосигнала n-го спутника.

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

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

Слово I_n - признак недостоверности кадра n -го навигационного спутника; $I_n = 1$ означает факт непригодности данного спутника для навигации.

Слова $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ - координаты n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b ;

Слова $\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$ - составляющие вектора скорости n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b .

Слова $\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ - составляющие ускорения n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b , обусловленные действием Луны и Солнца.

Слово E_n - характеризует "возраст" оперативной информации, интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для n -го спутника. Слово E_n формируется на борту навигационного спутника.

Размещение слов оперативной информации навигационного сообщения в кадре представлено в таблице 4.7

Таблица 4.7

Размещение оперативной информации

| Слово | Количество разрядов | Номер строки в кадре | Номера разрядов в строке |
|------------------|---------------------|----------------------|--------------------------|
| m | 4 | 1...15 | 81 - 84 |
| t_k | 12 | 1 | 65 - 76 |
| t_b | 7 | 2 | 70 - 76 |
| M | 2 | 4 | 9 - 10 |
| $\gamma_n(t_b)$ | 11 | 3 | 69 - 79 |
| $\tau_n(t_b)$ | 22 | 4 | 59 - 80 |
| $x_n(t_b)$ | 27 | 1 | 9 - 35 |
| $y_n(t_b)$ | 27 | 2 | 9 - 35 |
| $z_n(t_b)$ | 27 | 3 | 9 - 35 |
| $\dot{x}_n(t_b)$ | 24 | 1 | 41 - 64 |
| $\dot{y}_n(t_b)$ | 24 | 2 | 41 - 64 |
| $\dot{z}_n(t_b)$ | 24 | 3 | 41 - 64 |

| Слово | Количество разрядов | Номер строки в кадре | Номера разрядов в строке |
|-------------------|---------------------|----------------------|--|
| $\ddot{x}_n(t_b)$ | 5 | 1 | 36 – 40 |
| $\ddot{y}_n(t_b)$ | 5 | 2 | 36 – 40 |
| $\ddot{z}_n(t_b)$ | 5 | 3 | 36 - 40 |
| P | 1 | 3 | 66 |
| N_T | 11 | 4 | 16 – 26 |
| n | 5 | 4 | 11 – 15 |
| F_T | 4 | 4 | 30 – 33 |
| E_n | 5 | 4 | 49 – 53 |
| B_n | 3 | 2 | 78 – 80 |
| P1 | 2 | 1 | 77 – 78 |
| P2 | 1 | 2 | 77 |
| P3 | 1 | 3 | 80 |
| P4 | 1 | 4 | 34 |
| $\Delta\tau_n$ | 5 | 4 | 54 - 58 |
| I_n | 1 | 3,5,7,9,11,13,15 | 65 (3-я строка), 9 (5,7,9,11,13,15 строки) |

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации навигационного сообщения даны в таблица 4. 8.

Таблица 4. 8

Значений слов оперативной информации навигационного сообщения

| Слово* | Число разрядов | Цена младшего разряда | Диапазон значений | Единица измерения |
|--|----------------|-----------------------|---------------------------|-------------------|
| m | 4 | 1 | 0...15 | безразмерная |
| t_k | 5 | 1 | 0...23 | час |
| | 6 | 1 | 0...59 | мин |
| | 1 | 30 | 0;30 | с |
| t_b | 7 | 15 | 15...1425 | мин |
| M ⁽¹⁾ | 2 | 1 | 0;1 | безразмерная |
| $\gamma_n(t_b)$ ⁽²⁾ | 11 | 2^{-40} | $\pm 2^{-30}$ | безразмерная |
| $\tau_n(t_b)$ ⁽²⁾ | 22 | 2^{-30} | $\pm 2^{-9}$ | с |
| $x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)$ ⁽²⁾ | 27 | 2^{-11} | $\pm 2,7 \cdot 10^4$ | км |
| $\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)$ ⁽²⁾ | 24 | 2^{-20} | $\pm 4,3$ | км/с |
| $\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)$ ⁽²⁾ | 5 | 2^{-30} | $\pm 6,2 \cdot 10^{-9}$ | км/с ² |
| B_n | 3 | 1 | 0...7 | безразмерная |
| P ⁽¹⁾ | 1 | 1 | 0;1 | безразмерная |
| N_T ⁽¹⁾ | 11 | 1 | 0...2048 | сутки |
| F_T ⁽¹⁾ | 4 | (см. Табл. 4.4) | | |
| n ⁽¹⁾ | 5 | 1 | 0...31 | безразмерная |
| $\Delta\tau_n$ ⁽²⁾ | 5 | 2^{-30} | $\pm 13,97 \cdot 10^{-9}$ | с |
| E_n | 5 | 1 | 0...31 | сутки |
| P1 | 2 | (см. Табл. 4.3) | | |

| | | | | | |
|-------|-----|---|---|-----|--------------|
| P2 | | 1 | 1 | 0;1 | безразмерная |
| P3 | | 1 | 1 | 0;1 | безразмерная |
| P4 | (1) | 1 | 1 | 0;1 | безразмерная |
| I_n | (1) | 1 | 1 | 0;1 | безразмерная |

Примечания:

(1): - данные слова планируется ввести в навигационное сообщение спутника ГЛОНАСС-М.

(2): - в словах, числовые значения которых могут быть положительными и отрицательными, старший разряд является знаковым. При этом символ “0” соответствует знаку “+”, а символ “1” - знаку “-”.

Альманах ГЛОНАСС [59]. Неоперативная информация (альманах) включает в себя:

- данные о шкале времени системы;
- данные о шкале времени каждого спутника;
- данные об элементах орбит и техническом состоянии всех спутников системы.

Альманах ГЛОНАСС распределяется по строкам и кадрам согласно таблица 4. 9 и таблица 4. 10.

Таблица 4. 9

Размещение альманаха в кадре навигационного сообщения

| Слово* | Число разрядов | Номера строк в кадре ⁽¹⁾ | Номера разрядов в строках |
|-------------------|----------------|-------------------------------------|---------------------------|
| τ_c | 32 | 5 | 38 – |
| N_4 | 5 | 5 | 32 – 36 |
| τ_{GPS} | 22 | 5 | 10 - 31 |
| N^A | 11 | 5 | 70 - 80 |
| n^A | 5 | 6, 8, 10, 12, 14 | 73 - 77 |
| H_n^A | 5 | 7, 9, 11, 13, 15 | 10 - 14 |
| λ_n^A | 21 | 6, 8, 10, 12, 14 | 42 - 62 |
| $t_{\lambda n}^A$ | 21 | 7, 9, 11, 13, 15 | 44 - 64 |
| Δi_n^A | 18 | 6, 8, 10, 12, 14 | 24 - 41 |
| ΔT_n^A | 22 | 7, 9, 11, 13, 15 | 22 - 43 |
| $\dot{D}T_n^A$ | 7 | 7, 9, 11, 13, 15 | 15 - 21 |
| ε_n^A | 15 | 6, 8, 10, 12, 14 | 9 – 23 |
| ω_n^A | 16 | 7, 9, 11, 13, 15 | 65 – 80 |
| M_n^A | 2 | 6,8,10,12,14 | 78-79 |
| B1 | 11 | 74 | 70-80 |
| B2 | 10 | 74 | 60-69 |
| KP | 2 | 74 | 58-59 |
| τ_n^A | 10 | 6, 8, 10, 12, 14 | 63 – 72 |
| C_n^A | 1 | 6, 8, 10, 12, 14 | 80 |

Примечание:

(1): - даны номера строк первых четырёх кадров суперкадра; в пятом кадре строки 14 и 15 не содержат параметров альманаха.

Распределение альманаха системы ГЛОНАСС по кадрам

| Номер кадра в суперкадре | Номера навигационных спутников, для которых в данном кадре передается альманах |
|--------------------------|--|
| 1 | 1 – 5 |
| 2 | 6 – 10 |
| 3 | 11 – 15 |
| 4 | 16 – 20 |
| 5 | 21 - 24 |

Ниже приводятся принятые буквенные обозначения параметров альманаха, и поясняется их смысловое содержание.

Слово τ_c - поправка к шкале времени ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дается на начало суток с номером N^A ;

Слово N_4 – номер четырехлетнего периода, первый год нулевого четырехлетия соответствует 1996 году. ⁽¹⁾

Слово τ_{GPS} – поправка на расхождение системных шкал времени GPS(T_{GPS}) и ГЛОНАСС ($T_{ГЛ}$) в соответствии выражением:

$$T_{GPS} - T_{ГЛ} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

где:

ΔT – целая часть, а τ_{GPS} - дробная часть расхождения шкал времени, выраженного в секундах. Целая часть расхождения ΔT определяется потребителем из навигационного сообщения системы GPS ⁽¹⁾.

Слово N^A - календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, к которым относятся поправка τ_c и данные альманаха системы (альманах орбит и альманах фаз).

Слово n^A - условный номер спутника в системе, который соответствует номеру занимаемой спутником рабочей точки.

Слово H_n^A - номер несущей частоты навигационного радиосигнала, излучаемого спутником с номером n^A .

Слово λ_n^A - долгота в системе координат ПЗ-90 первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A .

Слово $t_{\lambda n}^A$ - время прохождения первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A .

Слово Δi_n^A - поправка к среднему значению наклонения орбиты для спутника с номером n^A на момент $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение наклонения орбиты принимается равным 63°).

Слово ΔT_n^A - поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение драконического периода обращения спутника принято равным 43200 с).

Слово $\dot{D}T_n^A$ - скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A .

Слово ϵ_n^A - эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово ω_n^A - аргумент перигея орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово M_n^A – признак модификации n-го навигационного спутника ⁽¹⁾; "00" – ГЛОНАСС,

"01" - ГЛОНАСС-М.

Слово **B1** – коэффициент для определения $\Delta UT1$, равный величине расхождения всемирного и координированного времени на начало текущих суток ⁽¹⁾.

Слово **B2** – коэффициент для определения $\Delta UT1$, равный величине суточного изменения расхождения $\Delta UT1$ ⁽¹⁾.

Слово **KP** – признак ожидаемой секундной коррекции шкалы UTC на величину ± 1 с, как показано в таблица 4. 11⁽¹⁾.

Таблица 4. 11

Значения слова KP

| KP | Информация о секундной коррекции UTC |
|----|---|
| 00 | В конце текущего квартала коррекции UTC не будет |
| 01 | В конце текущего квартала будет коррекция на плюс 1 с. |
| 11 | В конце текущего квартала будет коррекция на минус 1 с. |

Признак **KP** помещается в навигационный кадр не позднее, чем за 8 недель до проведения коррекции. Однако, решение о предстоящей коррекции может быть принято раньше, чем за 8 недель. Поэтому с начала квартала (первые 5 недель) передается один из перечисленных признаков, если решение уже принято, или код 10, если решение о коррекции шкалы UTC не принято.

Слово τ_n^A - грубое значение сдвига шкалы времени спутника с номером n^A относительно шкалы времени системы на момент времени $t_{\lambda n}^A$, равное смещению ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала относительно номинального положения, выраженному в единицах времени.

Слово C_n^A - обобщенный признак состояния спутника с номером n^A на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз). Значение признака $C_n = 0$ указывает на непригодность спутника для использования в сеансах навигационных определений, значение признака $C_n = 1$ - на пригодность спутника.

Точность передаваемых в составе альманаха параметров такова, что позволяет потребителю производить определение дальности и радиальной скорости спутника со среднеквадратическими значениями погрешностей, зависящими от времени, прошедшего с момента передачи альманаха ("возраста" данных), согласно таблица 4. 12.

Таблица 4. 12

Зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха

| "Возраст" данных альманаха | СКО погрешности определения | |
|----------------------------|-----------------------------|---------------------------|
| | дальности (км) | радиальной скорости (м/с) |
| 1 сутки | 0,83 | 0,33 |
| 10 суток | 2,0 | 0,7 |
| 20 суток | 3,3 | 4,2 |

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов альманаха ГЛОНАСС приведены в таблица 4. 13

Таблица 4. 13

Значения слов альманаха ГЛОНАСС

| Слово* | Число разрядов | Цена младшего разряда | Диапазон значений | Единица измерения |
|----------------------------------|----------------|-----------------------|------------------------------|----------------------|
| τ_c ⁽¹⁾⁽²⁾⁽⁴⁾⁽⁴⁾ | 28 | 2^{-27} | ± 1 | с |
| τ_{GPS} ⁽¹⁾⁽²⁾ | 22 | 2^{-30} | $\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$ | с |
| N_4 ⁽¹⁾ | 5 | 1 | 0-31 | 4-х летний интервал |
| N^A | 11 | 1 | 1...1461 | сутки |
| n^A | 5 | 1 | 1...24 | безразмерная |
| H_n^A ⁽³⁾ | 5 | 1 | 0...31 | безразмерная |
| λ_n^A ⁽²⁾ | 21 | 2^{-20} | ± 1 | полуцикл |
| $t_{\lambda_n}^A$ | 21 | 2^{-5} | 0...44100 | с |
| Δi_n^A ⁽²⁾ | 18 | 2^{-20} | $\pm 0,067$ | полуцикл |
| ΔT_n^A ⁽²⁾ | 22 | 2^{-9} | $\pm 3,6 \cdot 10^3$ | с/виток |
| $\dot{D}T_n^A$ ⁽²⁾ | 7 | 2^{-14} | $\pm 2^{-8}$ | с/виток ² |
| ε_n^A | 15 | 2^{-20} | 0...0,03 | безразмерная |
| ω_n^A ⁽²⁾ | 16 | 2^{-15} | ± 1 | полуцикл |
| M_n^A ⁽¹⁾ | 2 | 1 | 0,1 | безразмерная |
| $B1$ ⁽¹⁾⁽²⁾ | 11 | 2^{-10} | $\pm 0,9$ | с |
| $B2$ ⁽¹⁾⁽²⁾ | 10 | 2^{-16} | $(-4,5...3,5) \cdot 10^{-3}$ | с/ССС. |
| KP ⁽¹⁾ | 2 | 1 | 0,1 | безразмерная |
| τ_n^A ⁽²⁾ | 10 | 2^{-18} | $\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$ | с |
| C_n^A | 1 | 1 | 0...1 | безразмерная |

Примечания:

(1) данные слова планируется ввести в навигационные сообщения навигационных спутников ГЛОНАСС-М;

(2) в словах, числовые значения которых могут быть положительными и отрицательными, старший разряд является знаковым. При этом символ "0" соответствует знаку "+", а символ "1" - знаку "-";

(3) отрицательные значения номера несущей частоты в кадре обозначаются в соответствии с таблицей 4.14;

(4) предполагается увеличить цену младшего разряда слова τ_c до 2^{-31} с (то есть до 0.46 нс) за счет увеличения в навигационном сообщении спутника ГЛОНАСС-М разрядности τ_c с 28 до 32 разрядов. Слово будет расположено в 5-ой, 20-ой, 35-ой, 50-ой и 65-ой строках суперкадра с 38-го по 69 разряд.

Таблица 4.14

Обозначение несущей частоты

| Номер несущей частоты | Значение слова H_n^A |
|-----------------------|------------------------|
| -01 | 31 |
| -02 | 30 |
| -03 | 29 |
| -04 | 28 |
| -05 | 27 |
| -06 | 26 |
| -07 | 25 |

Резервные разряды в суперкадре. Резервные разряды в суперкадре предусмотрены на случай введения в навигационное сообщение дополнительной информации. Размещение резервных разрядов в суперкадре с указанием номера строки (используется единая нумерация строк в пределах суперкадра без разбиения на кадры) и номеров разрядов в строке приведены в таблице 4.15.

Таблица 4.15

Размещение резервных разрядов

| Номера строк в суперкадре | Расположение разрядов в строке | Количество разрядов |
|---------------------------|--------------------------------|---------------------|
| 1, 16, 31, 46, 61 | 79, 80 | 2 |
| 2, 17, 32, 47, 62 | 65 – 69 | 5 |
| 3, 18, 33, 48, 63 | 67 – 68 | 2 |
| 4, 19, 34, 49, 64 | 27, 28, 29, 35 – 48 | 17 |
| 5, 20, 35, 50, 65 | 37 | 1 |
| 74 | 9 – 57 | 49 |
| 75 | 10 – 80 | 71 |

Алгоритм проверки достоверности информации в строке. Проверка строк кадра, содержащих цифровую информацию, заключается в исправлении одиночных ошибок (неверен один разряд строки) и обнаружении двойных (и большего четного числа) ошибок. Каждая строка ЦИ 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 ($\beta_8, \beta_7, \dots, \beta_2, \beta_1$).

Для исправления однократных ошибок в 85-разрядных кодовых строках формируются контрольные суммы C_1, C_2, \dots, C_7 , а для обнаружения двукратных (и большего четного числа)

ошибок формируется контрольная сумма C_{Σ} . Правила формирования контрольных сумм C_1, \dots, C_7 и C_{Σ} при проверке достоверности информации в строке приведены в таблице 4. 16.

Таблица 4. 16

Формирование контрольных сумм при проверке достоверности информации в строке (пример алгоритма)

| |
|---|
| <p>$\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_8$ - проверочные символы кода Хэмминга (1-8); $b_{77}, b_{76}, \dots, b_2, b_1$ - информационные символы (9-85); $C_1, C_2, \dots, C_7, C_{\Sigma}$ - контрольные суммы;</p> <p>$C_1 = \beta_1 \oplus [\sum_i b_i]_{\text{mod } 2}$</p> <p>$i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.$</p> <p>$C_2 = \beta_2 \oplus [\sum_j b_j]_{\text{mod } 2}$</p> <p>$j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.$</p> <p>$C_3 = \beta_3 \oplus [\sum_k b_k]_{\text{mod } 2}$</p> <p>$k = 10-12, 16-19, 23-26, 31-34, 38-41, 46-49, 54-57, 62-65, 69-72, 77-80, 85.$</p> <p>$C_4 = \beta_4 \oplus [\sum_l b_l]_{\text{mod } 2}$</p> <p>$l = 13-19, 27-34, 42-49, 58-65, 73-80.$</p> <p>$C_5 = \beta_5 \oplus [\sum_m b_m]_{\text{mod } 2}$</p> <p>$m = 20-34, 50-65, 81-85.$</p> <p>$C_6 = \beta_6 \oplus \left[\sum_{n=35}^{65} b_n \right]_{\text{mod } 2}$ $C_7 = \beta_7 \oplus \left[\sum_{p=66}^{85} b_p \right]_{\text{mod } 2}$ $C_{\Sigma} = \left[\sum_{q=1}^8 \beta_q \right]_{\text{mod } 2} \oplus \left[\sum_{q=9}^{85} b_q \right]_{\text{mod } 2}$</p> |
|---|

Правила исправления одиночных и обнаружения кратных искажений символов информации:

а) строка считается неискаженной, если все контрольные суммы C_1, \dots, C_7 и сумма C_{Σ} 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 символ $b_{i_{\text{кор}}}$ исправляется на противоположный символ в разряде с порядковым номером

$$i_{\text{кор}} = C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1 + 8 - K, \text{ при условии, что } i_{\text{кор}} \leq 85,$$

где:

$C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1$ - двоичное число, сформированное из контрольных сумм C_1, \dots, C_7 (все двоичные числа записаны младшими разрядами вправо);

K - номер старшей из отличных от нуля контрольных сумм.

Если по формуле для $i_{кор}$ получается $i_{кор} > 85$, то фиксируется факт наличия нечетного числа кратных ошибок и фраза не исправляется, а бракуется (стирается);

в) если хотя бы одна из контрольных сумм C_1, \dots, C_7 равна единице, а $C_\Sigma = 0$, либо все суммы C_1, \dots, C_7 равны нулю, но $C_\Sigma = 1$, то фиксируется факт наличия кратных ошибок и фраза бракуется.

4.2.2 Данные GPS

Сообщение, передаваемое с каждого навигационного спутника GPS, формируется в виде кадра. Поток навигационных данных передается со скоростью 50 бит/сек. Длительность информационного символа «0» или «1» равна 20 мсек [27].

Кадр состоит из пяти подкадров. Подкадры с 1 по 3 содержат по 300 информационных символа. Триста информационных символа разделяются на 10 слов по 30 символов в слове.

Подкадры 4 и 5 содержат по 25 страниц. Каждая страница состоит из 300 информационных символов (или разрядов), которые также разделены на 10 слов по 30 символов в слове.

Таким образом, сформированный кадр всегда содержит 1, 2, 3 подкадры, одну страницу из подкадра 4 и одну страницу из подкадра 5.

Поскольку каждая строка или страница имеет объем 300 символов, длительность символа 20 мсек, то время передачи кадра из пяти подкадров составляет 30 сек, время передачи строки (страницы)- 6 сек, время передачи всего сообщения (25 кадров)- 12.5 мин. Период повторения подкадров 1-3 составляет 30 сек, периоды повторения страниц из подкадров 4 и 5 большее время, что обусловлено значимостью передаваемой информации.

Формат сообщений подкадров 1-3 и строк (страниц) подкадров 4, 5 изображен на рис. 4. 24.

| Всего 300 бит (старшие разряды слева, младшие справа) | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---------|---|---------|---|---------|---|---------|---|---------|---|---------|---|---------|---|---------|---|----------|---|
| Слово 1 | | Слово 2 | | Слово 3 | | Слово 4 | | Слово 5 | | Слово 6 | | Слово 7 | | Слово 8 | | Слово 9 | | Слово 10 | |
| TLM | P | HOW | P | | P | | P | | P | | P | | P | | P | | P | | P |
| 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 | 1-24 | 6 |
| Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | | Разряды | |

Рис. 4. 24. Формат подкадров (страниц) 1...5 GPS

Расположение информации, передаваемой с навигационного спутника GPS, приведено на рис. 4.25.

| Содержание кадра | Содержание подкадра | | |
|------------------------|---------------------|-----------|--|
| | Слово TLM | Слово HOW | Номер недели GPS, точность состояния и параметры коррекции времени спутника |
| Подкадр 1 | Слово TLM | Слово HOW | Номер недели GPS, точность состояния и параметры коррекции времени спутника |
| Подкадр 2 | Слово TLM | Слово HOW | Информация об эфемеридах спутника |
| Подкадр 3 | Слово TLM | Слово HOW | Информация об эфемеридах спутника |
| Подкадр 4 (25 страниц) | Слово TLM | Слово HOW | Альманах и состояние спутников с номерами 25-32, конфигурация спутников, признаки, данные ионосферы и всемирной шкалы времени (UTC), специальные сообщения резервные разряды |
| Подкадр 5 (25 страниц) | Слово TLM | Слово HOW | Альманах и состояние спутников с номерами 1-24, опорное время, номер недели альманаха, резервные разряды |

Рис. 4.25. Расположение информации в GPS

В формате рис. 4. 24 после каждого слова имеется 6 проверочных битов, занимающих разряды 25-30 каждого слова. Информация передается старшими разрядами вперед.

Слово. Каждое слово строки (страницы) подкадров 1-5 содержит 30 символов (разрядов). Шесть младших разрядов каждого слова имеют проверочные символы для контроля и проверки правильности передаваемой информации.

Строка (страница). Каждая строка (страница) подкадров 1-5 начинается со слов TLM (первое слово), HOW (второе слово).

Первое слово телеметрии (TLM) включает преамбулу (8 старших разрядов), телеметрическое сообщение для санкционированных потребителей, два резервных разряда и 6 младших разрядов для проверочных символов.

Второе слово передачи (ключ, HOW) содержит 19 младших разрядов 29-разрядного Z-отсчета (см. отдельный параграф), три разряда (20, 21, 22) для идентификатора (ID) подкадра, два разряда (23, 24) резервных и 6 разрядов проверочных символов.

Идентификатор (ID) для подкадров 1, 2, 3, 4, 5 принимает соответственно значения: 001, 010, 011, 100, 101.

Z-отсчет. Каждый навигационный спутник формирует 1.5- секундную эпоху (момент времени) для точного отсчета и привязки времени. Отсчет времени, установленный таким образом, называется Z- отсчетом.

Z- отсчет предоставляется потребителю в виде 29-разрядного двоичного числа. Десять старших разрядов (MSB) Z- отсчета являются двоичным представлением последовательного номера текущей недели. Отсчет недель лежит в пределах от 0 до 1023. Нулевое состояние соответствует той неделе, которая начинается с 1.5-секундной эпохи в нулевой (приблизительно) временной точке всемирного времени (UTC). По окончании GPS- недели с номером 1023 номер недели сбрасывается в ноль (0). При этом потребитель при переходе от системного времени GPS к календарной дате предыдущие 1024 недели учитывает (прибавляет).

Неделя- это самая большая единица измерения времени в системе GPS. Неделя определена как 604800 секунд. Т.е. неделя= 7суток*24часа*60минут*60 секунд=604800секунд.

Нулевой отсчет времени GPS определен в полночь с 5 на 6 января 1980 года.

Девятнадцать следующих разрядов Z-отсчета, расположенных в слове 2 (HOW), определяются как количество 1.5-секундных интервалов отсчитанных от момента перехода «конец/начало» любой недели. Отсчет лежит в пределах от 0 до 403199. Число 403199 есть количество 1.5- секундных интервалов в неделе (в 604800 секундах).

В течение недели передаваемая в 17 старших разрядах слова 2 информация в десятичном эквиваленте изменяется в диапазоне от 0 до 100799 с шагом 1, что соответствует 6 секундам, т. е. продолжительности передачи информации 1 подкадра. Можно отметить, что за неделю каждый навигационный спутник транслирует потребителям 100800 подкадров (строк).

Начало каждого подкадра соответствует отсчету, указанному в 17 старших разрядах слова 2 переданных в предыдущем подкадре.

Содержание и расположение данных спутников GPS. Содержание и расположение данных подкадра 1 приведено в таблица 4. 17.

Таблица 4. 17

Информация подкадра 1

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|---|--|------------------------|---|
| 1 | Слово 3 разряды: 1-10 | WN | Номер текущей недели GPS в начале передачи данных. Десять старших разрядов содержат десять старших разрядов 29-ти разрядного Z-отсчета. |
| 2 | Слово 3 разряды: 11-12 | C/A или P на L2 | Включение C/A или P кода для частоты L2 |
| 3 | Слово 3 разряды: 13-16 | URA | Точность измерения дальности потребителем (15 градаций от 2 метров до 4096 метров, плюс 16 градация – "не использовать") |
| 4 | Слово 3 разряды: 17-22 | SV HEALTH | Состояние спутника: старший разряд «0»- вся навигационная информация в норме; старший разряд «1»- часть навигационной информации недостоверная |
| 5 | Слово 3 разряды: 23-24 слово 8 разряды: 1-8 | IODC | Идентификатор набора параметров времени. Значение передаваемого IODC отличается от любого другого значения IODC, передаваемого в течение предыдущих 7 дней. 8 младших разрядов IODC соответствуют 8 разрядам IODE подкадров 2 и 3 |
| 6 | Слово 4 разряд 1 | L2 P | Признак данных для P-кода на частоте L2. |
| 7 | Слово 7 разряды: 17-24 | T _{GD} | Поправка для учета группового времени задерживания |
| 8 | Слово 8 разряды: 9-24 | t _{oc} | Параметры коррекции бортовой шкалы времени |
| 9 | Слово 9 разряды: 1-8 | a _{f2} | |

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|----|---|------------------------|-----------------------|
| 10 | Слово 9 разряды: 9-24 | a_{f1} | |
| 11 | Слово 10 разряды: 1-22 | a_{f0} | |

Общая точность потребителя (URA)- статистический индикатор всего диапазона точностей, относящихся к специфике навигационного спутника. URA- это целое число от 0 до 15, при URA=15 прогноз по точности отсутствует и потребителю предлагается использовать данные на собственный риск (подробнее см. п. 6. 2. 1, 20. 3. 3. 1. 5 ICD – GPS - 200) [27]. Еще одно определение URA- прогнозируемая точность определения дальности потребителем до навигационного спутника. Параметры точности аппаратуры потребителя URA не учитываются.

Содержание и расположение эфемеридной информации GPS приведено в таблица 4. 18

Таблица 4. 18

Эфемеридная информация GPS

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|-----------|---|------------------------|--|
| Подкадр 2 | | | |
| 1 | Слово 3, разряды: 1-8 | IODE | Идентификатор набора данных эфемерид. Используется для идентификации подкадров 2 и 3 при обновлении содержащейся в них информации. Критерий обновления- несовпадения 8 младших разрядов IODC в подкадре 1 с IODE подкадров 2 и 3 |
| 2 | Слово 3, разряды: 9-24 | C_{rs} | Амплитуда синусной гармонической поправки к радиусу орбиты спутника |
| 3 | Слово 4, разряды: 1-16 | Δn | Отличие среднего движения от расчетного значения |
| 4 | Слово 4, разряды: 17-24 Слово 5, разряды: 1-24 | M_0 | Средняя аномалия на время привязки |
| 5 | Слово 6, разряды: 1-16 | C_{uc} | Амплитуда косинусной гармонической поправки к аргументу широты |
| 6 | Слово 6, разряды: 17-24 Слово 7, разряды: 1-24 | e | Эксцентриситет |
| 7 | Слово 8, разряды: 1-16 | C_{us} | Амплитуда синусной гармонической поправки к аргументу широты |
| 8 | Слово 8, разряды: 17-24 Слово 9, разряды: 1-24 | \sqrt{A} | Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника |
| 9 | Слово 10, | t_{oc} | Опорное время привязки передаваемых эфемерид |

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|-----------|---|------------------------------------|--|
| | разряды: 1-16 | | |
| | Слово 10, разряды: 18-22 | AODO | Не эфемеридный параметр, характеризующий изменение срока службы данных |
| Подкадр 3 | | | |
| 10 | Слово 3, разряды: 1-16 | C_{ic} | Амплитуда косинусной гармонической поправки к углу наклона |
| 11 | Слово 3, разряды: 17-24 Слово 4, разряды: 1-24 | Ω_0 (OMEGA) ₀ | Долгота восходящего узла орбитальной плоскости на недельную эпоху |
| 12 | Слово 5, разряды: 1-16 | C_{is} | Амплитуда синусной гармонической поправки к углу наклона |
| 13 | Слово 5, разряды: 17-24 Слово 5, разряды: 1-24 | i_0 | Угол наклона орбиты спутника |
| 14 | Слово 7, разряды: 1-16 | C_{rc} | Амплитуда косинусной гармонической поправки к радиусу орбиты спутника |
| 15 | Слово 7, разряды: 17-24 Слово 8, разряды: 1-24 | ω | Аргумент перигея |
| 16 | Слово 9, разряды: 1-24 | $\dot{\Omega}$ OMEGADOT | Скорость изменения прямого восхождения |
| 17 | Слово 10, разряды: 1-8 | IODE | Смотрите №1 |
| 18 | Слово 10, разряды: 9-22 | IDOT | Скорость изменения угла наклона |

Содержание и расположение информации альманаха GPS приведено в таблице 4. 19.

Таблица 4. 19

Данные альманаха GPS

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|---|---|------------------------------------|---|
| Подкадр 4, строки со 2 по 5 и с 7 по 10; подкадр 5, строки с1 по 24 | | | |
| 1 | Слово 3, разряды: 9-24 | e | Эксцентриситет (пониженная точность) |
| 2 | Слово 4, разряды: 1-8 | t_{oa} | Опорное время привязки альманаха |
| 3 | Слово 4, разряды 9-24: | δ_i | Отклонение от номинального угла наклона орбиты спутника. За номинальный угол наклона принята величина равная ($i_0=0.3$ полуцикла) |
| 4 | Слово 5, разряды: 1-16 | $\dot{\Omega}$ OMEGADOT | Скорость изменения прямого восхождения (пониженная точность) |
| 5 | Слово 6, разряды: 1-24 | \sqrt{A} | Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника (пониженная точность) |
| 6 | Слово 7, разряды: 1-24 | Ω_0 (OMEGA) ₀ | Долгота восходящего узла орбитальной плоскости на недельную эпоху (пониженная точность) |

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации |
|----------------------|---|------------------------|---|
| 7 | Слово 8, разряды: 1-24 | ω | Аргумент перигея (пониженная точность) |
| 8 | Слово 9, разряды: 1-24 | M_0 | Средняя аномалия на время привязки (пониженная точность) |
| 9 | Слово 10, разряды: 1-8, 20-22 | a_{f0} | Коэффициент (постоянной составляющей) аппроксимации временных параметров альманаха |
| 10 | Слово 10, разряды: 9-19 | a_{f1} | Коэффициент (первого порядка составляющей) аппроксимации временных параметров альманаха |
| Подкадр 5, строка 25 | | | |
| 11 | Слово 3, разряды: 9-16 | t_{oa} | Опорное время привязки альманаха в неделе с номером WN_a |
| 12 | Слово 3, разряды: 17-24 | WN_a | Полный номер недели, к которой относится опорное время привязки альманаха (t_{oa}) |

Содержание и расположение информации для привязки системного времени GPS к UTC приведено в таблица 4. 20

Таблица 4. 20

Информация по параметрам UTC для привязки системного времени GPS к UTC

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации | Цена деления младшего разряда | Единицы измерений |
|----------------------|---|------------------------|--|-------------------------------|-------------------|
| Подкадр 4, строка 18 | | | | | |
| 1 | Слово 6, разряды: 1-24 | A_1 | Коэффициенты при первом и нулевом членах аппроксимирующего полинома | 2^{-50} | Секунда/секунда |
| 2 | Слово 7, разряды: 1-24 Слово 8, разряды: 1-8 | A_0 | | 2^{-30} | Секунда |
| 3 | Слово 8, разряды: 9-16 | t_{ot} | Опорное время UTC | 2^{12} | Секунда |
| 4 | Слово 8, разряды: 17-24 | WN_t | Восемь младших разрядов текущей недели, указанной в подкадре 1 словом 3 | 1 | Недели |
| 5 | Слово 9, разряды: 1-8 | Δt_{LS} | Секундная коррекция | 1 | Секунда |
| 6 | Слово 9, разряды: 9-16 | WN_{LSF} | Восемь младших разрядов недели, на которой планируется или проведена односекундная коррекция времени | 1 | Недели |
| 7 | Слово 9, разряды: 17-24 | DN | День недели WN_{LSF} , в конце которого планируется или проведена односекундная коррекция времени | 1 | Сутки |
| 8 | Слово 10, разряды: 1-8 | Δt_{LSF} | Значение поправки, обусловленное скачками секунд | 1 | Секунда |

Содержание и расположение информации для ионосферной коррекции GPS приведено в таблица 4. 21.

Таблица 4. 21

Информация по параметрам для ионосферной коррекции

| № | Расположение информации: слово, разряды | Символьное обозначение | Содержание информации | Цена деления младшего разряда | Единицы измерений |
|----------------------|---|------------------------|--|-------------------------------|-------------------------------------|
| Подкадр 4, строка 18 | | | | | |
| 1 | Слово 3 разряды: 9-16 | α_0 | Коэффициенты позволяют потребителю применить модель ионосферы для расчета ионосферной задержки. У всех коэффициентов старший разряд является знаковым (+ или -) | 2^{-30} | Секунда/ полуцикл |
| 2 | Слово 3 разряды: 17-24 | α_1 | | 2^{-27} | Секунда/ полуцикл |
| 3 | Слово 4, разряды: 1-8 | α_2 | | 2^{-24} | Секунда/ (полуцикл) ² |
| 4 | Слово 4, разряды: 9-16 | α_3 | | 2^{-24} | Секунда/ (полуцикл) ³ |
| 5 | Слово 4, разряды: 17-24 | β_0 | | 2^{11} | Секунда |
| 6 | Слово 5, разряды: 1-8 | β_1 | | 2^{14} | Секунда/ полуцикл |
| 7 | Слово 5, разряды: 9-16 | β_2 | | 2^{16} | Секунда/ (полуцикл) ² |
| 8 | Слово 5, разряды: 17-24 | β_3 | | 2^{16} | Секунда/ (полуцикл) ³ |

Количественные параметры передаваемых данных и размерность даны в таблица 4.

22

Таблица 4. 22

Количественные значения данных

| № | Параметр | Число разрядов | Цена деления младшего разряда | Диапазон значений | Размерность | Примечание |
|----|-----------------|----------------|-------------------------------|-------------------|------------------|--------------|
| 1 | WN | 10 | 1 | Весь | недели | |
| 2 | C/A or P on L2 | | | | | |
| 3 | URA | 4 | | Весь | | |
| 4 | SV HEALTH | 6 | 1 | Весь | дискреты | |
| 5 | IODC | 10 | | Весь | | |
| 6 | L2 P | | | Весь | | |
| 7 | T _{GD} | 8 | 2^{-31} | | секунды | Знак в MSB |
| 8 | t _{oc} | 16 | 2^4 | 604784 | секунды | |
| 9 | a _{f2} | 8 | 2^{-35} | | с/с ² | Знак в MSB |
| 10 | a _{f1} | 16 | 2^{-43} | | с/с | Знак в MSB |
| 11 | a _{f0} | 22 | 2^{-31} | | секунды | Знак в MSB |
| 12 | IODE | 8 | | | | |
| 13 | C _{TS} | 16 | 2^{-5} | | метр | Знак в MSB |
| 14 | Δn | 16 | 2^{-43} | | полуцикл/с | Знак в MSB |
| 15 | M ₀ | 32 | 2^{-31} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 16 | C _{uc} | 16 | 2^{-29} | | радиан | Знак в MSB |
| 17 | e | 32 | 2^{-33} | 0.03 | | безразмерная |

| № | Параметр | Число разрядов | Цена деления младшего разряда | Диапазон значений | Размерность | Примечание |
|----------|------------------------------------|----------------|-------------------------------|-------------------|---------------------|---------------------|
| 18 | C_{us} | 16 | 2^{-29} | | радиан | Знак в MSB |
| 19 | \sqrt{A} | 32 | 2^{-19} | Весь | | метр ^{1/2} |
| 20 | t_{oe} | 16 | 2^4 | 604784 | секунда | |
| 21 | C_{ic} | 16 | 2^{-29} | | радиан | Знак в MSB |
| 22 | Ω_0 (OMEGA) ₀ | 32 | 2^{-31} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 23 | C_{is} | 16 | 2^{-29} | | радиан | Знак в MSB |
| 24 | i_0 | 32 | 2^{-31} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 25 | C_{re} | 16 | 2^{-5} | | метр | Знак в MSB |
| 26 | ω | 32 | 2^{-31} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 27 | $\dot{\Omega}$ OMEGADOT | 24 | 2^{-43} | | полуцикл/с | Знак в MSB |
| 28 | IDOT | 14 | 2^{-43} | | полуцикл/с | Знак в MSB |
| Альманах | | | | | | |
| 29 | e | 16 | 2^{-21} | Весь | | безразмерная |
| 30 | t_{oa} | 8 | 2^{12} | 602112 | секунда | |
| 31 | δ_i | 16 | 2^{-19} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 32 | $\dot{\Omega}$ OMEGADOT | 16 | 2^{-38} | | полуцикл/с | Знак в MSB |
| 33 | \sqrt{A} | 24 | 2^{-11} | Весь | метр ^{1/2} | |
| 34 | Ω_0 (OMEGA) ₀ | 24 | 2^{-23} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 35 | ω | 24 | 2^{-23} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 36 | M_0 | 24 | 2^{-23} | | полуцикл | Знак в MSB |
| 37 | a_{f0} | 11 | 2^{-20} | | секунда | Знак в MSB |
| 38 | a_{f1} | 11 | 2^{-38} | | секунда/ секунда | Знак в MSB |

Исчерпывающая информация по неуказанным составляющим данных, передаваемых с навигационных спутников GPS, приведена в ICD – GPS – 200 [27].

4.2.3 Навигационные данные космического функционального дополнения SBAS

Сообщения, передаваемые со спутников SBAS, формируются последовательно. Они состоят из преамбулы, идентификатора типа сообщения, поля данных и символов контроля избыточным циклическим кодом, как показано на рис. 4. 26 [11, 60].

| 250 бит | | | |
|-----------|------------------------------|------------------|---------|
| Преамбула | Идентификатор типа сообщения | Данные сообщения | CRC код |
| 8 бит | 6 бит | 212 бит | 24 бита |

Рис. 4. 26. Формат данных SBAS

Преамбула состоит из последовательности двоичных символов "01010011 10011010 11000110", распределенных на три последовательных блока. Начало каждой новой 24-разрядной преамбулы синхронизируется с 6-секундной эпохой кадра GPS.

Идентификатор типа сообщения представляет собой 6-разрядное значение, указывающее на тип сообщения (от 0 до 63) и передается старшими разрядами вперед.

Данные сообщения занимают 212 двоичных разрядов. Каждый параметр поля данных передается старшими разрядами вперед.

CRC код- кодирует сообщения SBAS кодовой последовательностью длиной $k=24$ символа.

Типы сообщений SBAS:

- 0 - "не использовать" (режим проверки SBAS);
- 1 - маска PRN;
- 2...5 - быстрые поправки;
- 6 - данные о целостности;
- 7 - фактор деградации быстрых поправок;
- 8, 11, 13...16, 19...23, 28...61 - не занято;
- 9 - дальномерная функция спутника GEO;
- 10 - параметры деградации;
- 12 - параметры сдвига «сетевое время SBAS/UTC» ;
- 17 - альманахи спутников GEO;
- 18 - точечно-сеточные маски ионосферы;
- 24 - смешанные быстрые /долгосрочные поправки к погрешностям спутников;
- 25 - долгосрочные поправки к погрешностям спутников;
- 26 - поправки к задержкам в ионосфере;
- 27 - служебное сообщение SBAS;
- 62 - зарезервировано;
- 63 - нулевое сообщение.

Полная информация о сообщениях, передаваемых SBAS, изложена в документе ИКАО [11].

4.3 Данные дифференциальных станций

4.3.1 Данные авиационных контрольно-корректирующей станций

Передача данных осуществляется в системе временного разделения передачи данных (TDMA) [11] и базируется на кадрах и временных интервалах. Длительность каждого кадра составляет 500 миллисекунд. В каждой односекундной эпохе UTC содержится два кадра. Первый кадр начинается в начале эпохи UTC, а второй спустя 0,5 с после начала эпохи UTC. Кадр разделяется на восемь отдельных временных интервалов длительностью 62,5 мс ($500:8=62,5$). Контрольно-корректирующей станции выделяются соответствующие временные интервалы, обозначаемые восьмью латинскими буквами A, B, C, D, E, F, G, H и при-

сваивается идентификатор временного интервала станции (SSID). Обозначения приведены в таблица 4. 23.

Таблица 4. 23

Кодирование временных интервалов контрольно-корректирующей станции

| Временной интервал | Десятичный код | Двоичный код |
|--------------------|----------------|--------------|
| A | 0 | 000 |
| B | 1 | 001 |
| C | 2 | 010 |
| D | 3 | 011 |
| E | 4 | 100 |
| F | 5 | 101 |
| G | 6 | 110 |
| H | 7 | 111 |

Передача данных осуществляется в пакетном режиме. В таблица 4. 24 показан отрезок времени 2.5 с, в течение которого передается пять кадров, разделенных на восемь временных интервалов. Каждый установленный временной интервал должен содержать один пакет. Например, если выделен первый временной интервал (в каждом кадре таблица 4. 24 единица помечена), то в этом временном интервале передаются данные, содержащие один пакет сообщений. При этом содержание пакета от кадра к кадру может меняться.

Таблица 4. 24

Деление пакета на восемь временных интервалов.

| Длительность 2.5 секунды | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|--------|---|---|---|-----------|---|---|---|--------|---|---|---|-------------|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 секунда | | | | | | | | 1 секунда | | | | | | | | 0.5 секунды | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Кадр 1 | | | | Кадр 2 | | | | Кадр 3 | | | | Кадр 4 | | | | Кадр 5 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| Временные интервалы длительностью 62.5 миллисекунды | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |

Распределение бюджета времени во временном интервале 62.5 миллисекунды для передачи данных пакета приведено в таблица 4. 25, из которой следует, что содержательная часть пакета представляет скремблированные данные и имеет максимальную длину 1841 бит. Ограничений на минимальную длину содержательной части пакета не накладывается.

Таблица 4. 25

Распределение бюджета времени во временном интервале 62.5 миллисекунды

| Характеристики процесса передачи данных | Бюджет времени | |
|--|----------------|------|
| | мкс | бит |
| Нарастание мощности передатчика | 190,5 | 15 |
| Стабилизация мощности передатчика | 285,5 | |
| Синхронизация и разрешение неоднозначности | 1523,8 | 48 |
| Передача скремблированных данных | 58761,9 | 1841 |
| Падение мощности передатчика | 285,7 | 3 |

Формирование данных до скремблирования производится в следующей последовательности:

Форматирование данных приложения;

Формирование FEC установочной последовательности;

Формирование FEC приложения.

Данные приложения состоят из одного или более блоков сообщений. Для контрольно-корректирующей станции в настоящее время могут передаваться четыре типа сообщений (таблица 4. 26)

Таблица 4. 26

Типы сообщений контрольно-корректирующей станции

| Тип сообщения | Содержание сообщения | Идентификатор (размер в битах) |
|---------------|--|--------------------------------|
| 1 | Поправки к псевдодальностям (PRC и RRC) | 00000001 (8) |
| 2 | Информация о ККС | 00000010 (8) |
| 4 | Информация о конечном участке захода на посадку (FAS) | 00000100 (8) |
| 5 | Прогнозируемая эксплуатационная готовность дальномерного источника | 00000101 (8) |

Элементы скремблированных данных приведены в таблица 4. 27

Таблица 4. 27

Элементы скремблированных данных

| Элемент данных | Количество бит | |
|--|----------------|--|
| Идентификатор временного интервала ККС | 3 | |
| Длина передачи | 17 | |
| FEC установочной последовательности | 5 | |
| Блоки сообщений (данные приложения) | 1776 | |
| | максимум | |
| FEC блоков сообщений | 48 | |
| Биты- заполнители | 2 | |
| Максимальное количество бит | 1851 | |

Блоки сообщений приводятся в таблица 4. 28 – таблица 4. 31.

Таблица 4. 28

Блок сообщений типа 1

| Заголовок блока сообщения | | | |
|--|---------------------|--|-------------------------|
| Данные | | Размер в битах | |
| Идентификатор блока сообщений | | 10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение) | |
| Идентификатор контрольно-корректирующей станции ID | | | |
| Идентификатор типа сообщения | | | |
| Длина сообщения | | | |
| Количество бит в заголовке блока | | | |
| Сообщение | | | |
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Модифицированный Z-отсчет | 14 | 0...1199,9 с | 0,1 с |
| Признак дополнительного сообщения | 2 | 0...3 | 1 |
| Количество измерений (N) (количество навигационных спутников) | 5 | 0...18 | 1 |
| Тип измерений | 3 | 0...7 | 1 |
| Не занято | 8 | - | - |

| Заголовок блока сообщения | | | |
|---|------|-------------------------------|----------|
| Данные | | Размер в битах | |
| CRC эфемерид | 16 | - | - |
| Продолжительность эксплуатационной готовности источника | 8 | 0...2540 с | 10 с |
| Количество бит в общей части сообщения | 56 | | |
| Данные для N измерений (первое измерение) | | | |
| Идентификатор ID дальномерного источника (Идентификатор спутника) | 8 | 1...255 | 1 |
| Признак набора данных (IOD) | 8 | 0...255 | 1 |
| Коррекция псевдодальности (PRC) | 16 | $\pm 327,67$ м | 0,01 м |
| Коррекция скорости изменения дальности (RRC) | 16 | $\pm 32,767$ м/с | 0,01 м/с |
| σ_{pr_gnd} | 8 | 0...5,08 м | 0,02 м |
| B_1 | 8 | $\pm 6,35$ м | 0,05 м |
| B_2 | 8 | $\pm 6,35$ м | 0,05 м |
| B_3 | 8 | $\pm 6,35$ м | 0,05 м |
| B_4 | 8 | $\pm 6,35$ м | 0,05 м |
| Количество бит в одном замере | 88 | | |
| Данные для N измерений (второе измерение) | | | |
| Данные для N измерений (третье измерение ..., N-1 измерение) | | | |
| Данные для N измерений (N-ое измерение) | | | |
| Количество бит в 18 замерах | 1584 | | |
| Циклический избыточный код (CRC) | 32 | CRC является частью сообщения | |
| Длина сообщения | 1720 | =48+(56+1584)+32 | |

Таблица 4. 29

Блок сообщений типа 2

| Заголовок блока сообщения | |
|--|--|
| Данные | Размер в битах |
| Идентификатор блока сообщений | 10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение) |
| Идентификатор контрольно-корректирующей станции ID | 24 |
| Идентификатор типа сообщения | 00000010 |
| Длина сообщения | 8 |
| Количество бит в заголовке блока | 48 |

| Сообщение | | | |
|---|---------------------|-------------------|-------------------------|
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Опорные приемники ККС | 2 | 1...4 | 1 |
| Показатель точности ККС | 2 | - | - |
| Не занято | 1 | - | - |
| Показатель непрерывности/готовности ККС | 3 | 0...7 | 1 |
| Локальное магнитное склонение | 8 | $\pm 31,75^\circ$ | 0,25° |
| Не занято | 16 | - | - |
| Приращение рефракции | 8 | ± 381 | 3 |
| Масштаб высоты | 8 | 0...25500 м | 100 м |
| Неоднозначность рефракции | 8 | 0...255 | 1 |

| Сообщение | | | |
|----------------------------------|---------------------|-------------------------------|--------------------------|
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Широта | 32 | $\pm 90^\circ$ | 0,0005'' (в секундах) |
| Долгота | 32 | $\pm 180^\circ$ | 0,0005'' (в секундах) |
| Высота эллипсоида | 24 | ± 8388607 м | 0,01 м |
| Количество бит в сообщении | 144 | | |
| Циклический избыточный код (CRC) | 32 | CRC является частью сообщения | |
| Длина блока сообщения | 224 | $=48+(144)+32$ | |

Таблица 4.30

Блок сообщений типа 4

| Заголовок блока сообщения | |
|--|--|
| Данные | Размер в битах |
| Идентификатор блока сообщений | 10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение) |
| Идентификатор контрольно-корректирующей станции ID | 24 |
| Идентификатор типа сообщения | 00000100 |
| Длина сообщения | 8 |
| Количество бит в заголовке блока | 48 |

| Сообщение | | | |
|--|---------------------|-------------------------------|-------------------------|
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Для N набора данных | | | |
| Длина набора данных | 8 | 2...212 | 1 байт |
| Первый набор данных | | | |
| Блок данных FAS | 304 | - | - |
| Порог срабатывания по вертикали FAS/статус захода на посадку | 8 | 0...25,4 м | 0,1 м |
| Порог срабатывания сигнализации по боку FAS/статус захода на посадку | 8 | 0...50,8 м | 0,2 м |
| Количество бит в первом наборе | 320 | | |
| Количество бит в N наборах | N·320 | | |
| Циклический избыточный код (CRC) | 32 | CRC является частью сообщения | |
| Длина сообщения | 408 при N=1 | $=48+(8+N\cdot 320)+32$ | |

Таблица 4.31

Блок сообщений типа 5

| Заголовок блока сообщения | |
|--|--|
| Данные | Размер в битах |
| Идентификатор блока сообщений | 10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение) |
| Идентификатор контрольно-корректирующей станции ID | 24 |
| Идентификатор типа сообщения | 00000101 |
| Длина сообщения | 8 |
| Количество бит в заголовке блока | 48 |

| Сообщение | | | |
|---------------------------|---------------------|-------------------|-------------------------|
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Модифицированный Z-отсчет | 14 | 0...1199,9 с | 0,1 с |

| Сообщение | | | |
|--|---|-------------------------------|-------------------------|
| Содержание данных | Количество разрядов | Диапазон значений | Разрешающая способность |
| Не занято | 2 | - | - |
| Количество задействованных источников (N) (количество навигационных спутников) | 8 | 0...31 | 1 |
| Количество бит в общей части сообщения | 24 | | |
| Данные для N задействованных источников (для одного источника) | | | |
| Идентификатор ID дальномерного источника (Идентификатор спутника) | 8 | 1...255 | 1 |
| Индикатор готовности источника | 1 | - | - |
| Продолжительность эксплуатационной готовности источника | 7 | 0...1270 с | 10 с |
| Количество заходов на посадку в условиях ограниченной видимости (A) | 8 | 0...255 | 1 |
| Количество бит для одного источника | 24 | | |
| Количество бит для N источников | N·24 | | |
| Для заходов на посадку в условиях ограниченной видимости | | | |
| Селектор данных опорной траектории | 8 | - | - |
| Количество задействованных источников для данного захода на посадку (NA) | 8 | 1...31 | 1 |
| Количество бит | 16 | | |
| Для NA дальномерных источников, задействованных для данного захода на посадку | | | |
| Идентификатор ID дальномерного источника (Идентификатор спутника) | 8 | 1...255 | 1 |
| Индикатор готовности источника | 1 | - | - |
| Продолжительность эксплуатационной готовности источника | 7 | 0...1270 с | 10 с |
| Количество бит для одного источника из NA источников | 16 | | |
| Количество бит для NA источников | NA·16 | | |
| Циклический избыточный код (CRC) | 32 | CRC является частью сообщения | |
| Длина сообщения | Рассчитывается на основе вышеприведенных данных | | |

4.3.2 Навигационные данные дифференциальной GNSS

Специальным комитетом № 104 RTCM [61] разработаны и рекомендованы стандарты для дифференциальной GNSS, предназначенные, в основном, для морских пользователей.

Формат сообщений, передаваемых пользователям с дифференциальной (референсной) корректирующей станции по радиоканалу по форме формату навигационной информации спутников GPS. Отличие состоит лишь в том, что длина подкадра не фиксированная [61].

Каждое сообщение содержит $2+N$ слова. Первые два - головные слова формата и предшествуют N словам, являющимися собственно сообщениями (таблица 4. 32., рис. 4.27, рис. 4.28).

Содержание информации первого и второго слов головного сообщения

| Слово | Содержание | Длина, бит | Разрешающая способность | Размерность |
|--------|-----------------------------------|------------|--|--------------|
| Первое | Преамбула | 8 | - | - |
| | Тип сообщения | 6 | 1 | 1...64 |
| | Идентификатор РС | 10 | 1 | 0...1023 |
| | Проверочные символы | 6 | Согласно ICD-GPS-200C [Ошибка! Источник ссылки не найден.] | |
| Второе | Модифицированный Z-счет | 13 | 0,6 с | 0 - 3599,4 с |
| | Номер последовательности | 3 | 1 | 0...7 |
| | Длина кадра (N) | 5 | 1 слово | 0...31 слова |
| | «Здоровье» референционной станции | 3 | - | - |
| | Проверочные символы | 6 | Согласно ICD-GPS-200C | |

| 1...8 | | | 9...14 | | | 15...24 | | | 25...30 | | |
|--------------------|-----|-----|-------------------------------------|-----|-----|--------------------------------------|-----|-----|---------------------|--|--|
| Преамбула 01100110 | | | Тип сообщения (идентификатор кадра) | | | Идентификатор референционной станции | | | Проверочные символы | | |
| MSB | ... | LSB | MSB | ... | LSB | MSB | ... | LSB | | | |

Рис. 4.27. Первое слово головного сообщения

| 1...13 | | | 14...16 | | | 17...21 | | | 22...24 | | 25...30 | |
|-------------------------|-----|-----|--------------------------|--|--|-------------|-----|-----|-------------|--|---------------------|--|
| Модифицированный Z-счет | | | Номер последовательности | | | Длина кадра | | | Здоровье РС | | Проверочные символы | |
| MSB | ... | LSB | | | | MSB | ... | LSB | | | | |

Рис. 4.28. Второе слово головного сообщения

Содержание информации первого и второго слов головного сообщения приведено в таблица 4. 32..

Преамбула предназначена для идентификации сообщения пользователем.

Тип сообщения (MESSAGE TYPE) – указывается номер согласно таблица 4. 32.

Идентификатор РС (ID)- номер в масштабе таблица 4. 32..

Модифицированный Z-счет (MODIFIED Z-COUNT)- сообщается пользователю в каждом предыдущем кадре для последующего. Модифицированный *Z-счет* представляет последовательность двоичных символов от 0 до 5999, что эквивалентно 6000 отсчетам за 1 час, дискретность составляет 0.6 секунды. Для примера в таблица 4. 33 приведены данные по соответствиям модифицированного Z-счета.

Соответствия в модифицированном Z-счете

| Модифицированный Z-счет в двоичных символах | Модифицированный Z-счет | Модифицированный Z-счет (секунды) |
|---|-------------------------|-----------------------------------|
| 000000000000 | 0 | 0 |
| 000000000001 | 1 | 0.6 |
| 000000000010 | 2 | 1.2 |
| 000000000011 | 3 | 1.8 |
| 000000000100 | 4 | 2.4 |
| ... | ... | ... |
| 1011101101011 | 5995 | 3597 |
| 1011101101100 | 5996 | 3597.6 |
| 1011101101101 | 5997 | 3598.2 |
| 1011101101110 | 5998 | 3598.8 |
| 1011101101111 | 5999 | 3599.4 |

Номер последовательности (SEQUENCE NO)- помогает в кадровой синхронизации, замещая последовательный Z-счет как возрастающий параметр. Он будет возрастать в каждом кадре.

Длина кадра (N) (NO OF DATA WORDS) – число в масштабе таблица 4.32., N- количество слов в сообщении (без двух головных).

«Здоровье» референционной станции (STATION HEALTH)- согласно таблица 4.34.

Таблица 4.34

Индикация «здоровья» референционной станции

| Код | Индикация |
|-----|---|
| 111 | Референционная станция не функционирует (Reference Station Not Working) |
| 110 | Передача с референционной станции не проверена (Reference Station Transmission Not Monitored) |
| 101 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 0,1 |
| 100 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 0,2 |
| 011 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 0,3 |
| 010 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 0,5 |
| 001 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 0,75 |
| 000 | Масштабный коэффициент (Scale Factor) UDRE = 1 |

Типы и содержание сообщений приведены в таблица 4.35.

Таблица 4.35

Типы и содержание сообщений

| Номер типа сообщения | Статус | Наименование сообщения |
|----------------------|---------------|--|
| 1 | Фиксированное | Дифференциальные коррекции GPS (Differential GPS Corrections) |
| 2 | Фиксированное | Приращения дифференциальных коррекций GPS (Delta Differential GPS Corrections) |
| 3 | Фиксированное | Параметры референционной станции GPS (GPS Reference Station Parameters) |
| 4 | Опытное | Данные референционной станции (Reference Station Datum) |
| 5 | Фиксированное | Состояние спутников GPS (GPS Constellation Health) |
| 6 | Фиксированное | Нулевой кадр GPS (GPS Null Frame) |
| 7 | Фиксированное | Альманах радиомаяков дифференциальной GPS (DGPS Radio beacon Almanac) |
| 8 | Опытное | Альманах псевдоспутников (Pseudolite Almanac) |

| Номер типа сообщения | Статус | Наименование сообщения |
|----------------------|-----------------|--|
| 9 | Фиксированное | Частные коррекции GPS (GPS Partial Correction Set) |
| 10 | Зарезервировано | Дифференциальные коррекции P- кода (P-Code Differential Corrections) |
| 11 | Зарезервировано | Приращения коррекций на частотах L1, L2 (C/A-Code L1, L2 Delta Corrections) |
| 12 | Зарезервировано | Параметры станций – псевдоспутников (Pseudolite Station Parameters) |
| 13 | Опытное | Параметры наземного передатчика (Ground Transmitter Parameters) |
| 14 | Опытное | Время GPS недели (GPS Time of Week) |
| 15 | Опытное | Ионосферные данные (Ionospheric Delay Message) |
| 16 | Фиксированное | Специальное сообщение GPS (GPS Special Message) |
| 17 | Опытное | Эфемериды спутников GPS (GPS Ephemerides) |
| 18 | Фиксированное | Нескорректированные в реальном времени фазы несущей (RTK Uncorrected Carrier Phases) |
| 19 | Фиксированное | Нескорректированные в реальном времени псевдодалности (RTK Uncorrected Pseudoranges) |
| 20 | Опытное | Коррекции фазы несущей (RTK Carrier Phase Corrections) |
| 21 | Опытное | Высокоточные коррекции (RTK/Hi-Acc. Pseudorange Corrections) |
| 22 | Опытное | Расширенные параметры референционной станции (Extended Reference Station Parameters) |
| 23-30 | - | Не определено (Undefined) |
| 31 | Опытное | Дифференциальные коррекции ГЛОНАСС (Differential GLONASS Corrections) |
| 32 | Опытное | Параметры референционной станции ГЛОНАСС (DGLONASS Ref. Station Parameters) |
| 33 | Опытное | Состояние спутников ГЛОНАСС (GLONASS Constellation Health) |
| 34 | Опытное | Частные коррекции ГЛОНАСС [GLONASS Partial Correction Set (N>1) GLONASS Null Frame (N<=1)] |
| 35 | Опытное | Альманах радиомаяков ГЛОНАСС (GLONASS Radio beacon Almanac) |
| 36 | Опытное | Специальное сообщение ГЛОНАСС (GLONASS Special Message) |
| 37 | Опытное | Смещение системного времени GNSS (GNSS System Time Offset) |
| 38-58 | - | Не определено (Undefined) |
| 59 | Фиксированное | Частное сообщение (Proprietary Message) |
| 60-63 | Зарезервировано | Многоцелевое использование (Multipurpose Usage) |

Сообщение типа 1 «Дифференциальные коррекции GPS» является процедурой перво-степенного типа, которая обеспечивает коррекции псевдодалности $PRC(t)$ при измерении времени t приемниками пользователей. Формат и содержание сообщения приведены на рис. 4. 29 и в таблица 4. 36

Таблица 4. 36

Содержание сообщения типа 1

| Параметр | Количество бит | Масштаб и размерность | Диапазон изменений |
|---------------------|--|--------------------------|---|
| Масштаб | 1 | Согласно таблицы 9.6 | 2 состояния |
| UDRE | 2 | Согласно таблицы 9.7 | 4 состояния |
| ID спутника GPS | 5 | 1 | 1...32 |
| PRC(t0) | 16 | 0,02 или 0,32 метра | $\pm 655,34$ или $\pm 10485,44$ метра** |
| RRC | 8 | 0,002 или 0,032 м/с | $\pm 0,254$ или $\pm 4,064$ м/с |
| IOD | 8 | Согласно ICD – GPS - 200 | |
| | $\Sigma=40\text{бит} * N_s$ -число спутников, для которых передают коррекции в сообщении | | |
| Насыщение | $8 * [N, \text{mod } 3]$, N-число слов в сообщении, содержащем данные | | 0, 8, или 16 бит |
| Проверочные символы | $N \times 6$ | Согласно ICD – GPS - 200 | |

Коды индикации масштаба составляющих сообщения типа 1:

0-масштаб коррекции псевдодальности - 0.02 м, а скорости изменения псевдодальности - 0.002 м/с;

1-масштаб коррекции псевдодальности - 0.32 м, а скорости изменения псевдодальности - 0.032 м/с.

Коды индикации параметра UDRE:

00-*UDRE* < 1 метра

01-*UDRE* > 1 метра и < 4 м

10-*UDRE* > 4 метров и < 8 м

11-*UDRE* > 8 м

| | | | | |
|---------|------|-----------------------------|---------------------------------|---------------------|
| 1 | 2, 3 | 4...8 | 9...24 | 25...30 |
| Масштаб | UDRE | Идентификатор спутника (ID) | Коррекция псевдодальности (PRC) | Проверочные символы |

a

| | | | | | |
|--|-----------------------|---------|--------|-----------------------------|---------------------|
| 1...8 | 9...16 | 17 | 18, 19 | 20...24 | 25...30 |
| Коррекция скорости изменения псевдодальности (RRC) | Исходные данные (IOD) | Масштаб | UDRE | Идентификатор спутника (ID) | Проверочные символы |

б

| | | |
|---------------------------------|--|---------------------|
| 1...16 | 17...24 | 25...30 |
| Коррекция псевдодальности (PRC) | Коррекция скорости изменения псевдодальности (RRC) | Проверочные символы |

в

| | | | | | |
|-----------------------|---------|--------|-----------------------------|--|---------------------|
| 1...8 | 9 | 10, 11 | 12...16 | 17...24 | 25...30 |
| Исходные данные (IOD) | Масштаб | UDRE | Идентификатор спутника (ID) | Коррекция псевдодальности (большой байт) | Проверочные символы |

г

| | | | |
|--|--|-----------------------------|---------------------|
| 1...8 | 9...16 | 17...24 | 25...30 |
| Коррекция псевдодальности (меньший байт) | Коррекция скорости изменения псевдодальности (RRC) | Идентификатор спутника (ID) | Проверочные символы |

д

| | | | |
|--|-----------------------|-------------------|---------------------|
| 1...8 | 9...16 | 17...24 | 25...30 |
| Коррекция скорости изменения псевдодальности (RRC) | Исходные данные (IOD) | Резервные разряды | Проверочные символы |

е

| | | |
|-----------------------|-------------------|---------------------|
| 1...8 | 9...24 | 25...30 |
| Исходные данные (IOD) | Резервные разряды | Проверочные символы |

ж

Рис. 4. 29. Формат сообщения типа 1:

a- слова 3, 8, 13,18; *б* - слова 4, 9, 14, 19; *в*- слова 5, 10, 15, 20; *г*- слова 6, 11, 16,21; *д*- слова 7, 12, 17, 22;*е*- слово $Ns+2$, если $Ns=1, 4, 7$ или 10; *ж*- слово $Ns+2$, если $Ns=2, 5, 8$ или 11.

Скорректированная в приемнике потребителя псевдодальность рассчитывается по формуле:

$$PR(t) = PRM(t) + PRC(t), \quad (4.6)$$

$$PRC(t) = PRC(t_0) + RRC(t-t_0), \quad (4.7)$$

где:

$PR(t)$ - скорректированная псевдодальность;

$PRM(t)$ - псевдодальность измеренная потребителем;

$PRC(t)$ – величина коррекции псевдодальности;

$PRC(t_0)$ – величина коррекции псевдодальности, переданная в сообщении;

RRC – коррекция скорости изменения псевдодальности, переданная в сообщении;

t_0 -модифицированный Z – счет, переданный в предыдущем кадре;

t – текущее время.

Сообщение типа 2 (приращения дифференциальных коррекций GPS) имеет формат идентичный формату сообщения типа 1 и отличается лишь содержательной частью: коррекция псевдодальности PRC заменяется на приращение коррекции псевдодальности ΔPRC , а коррекция скорости изменения псевдодальности RRC заменяется на приращение коррекции скорости изменения псевдодальности ΔRRC .

Сообщение типа 2 применяется в ситуации, когда приемник потребителя не может непосредственно декодировать новые спутниковые эфемериды в данных спутника. Сообщение можно не применять, если приемник пользователя производит немедленное декодирование новых эфемерид.

Приращения коррекций определяются соотношениями

$$\Delta PRC = PRC_n - PRC_{n-1}; \quad (4.8)$$

$$\Delta RRC = RRC_n - RRC_{n-1}, \quad (4.9)$$

где PRC_{n-1} и RRC_{n-1} - предыдущие входные данные (IOD); PRC_n и RRC_n - новые IOD .

Если референсная станция передает оба типа сообщений 1 и 2 при различном времени их начала, используя новые сообщения навигационных данных со спутников GPS при расчете положений спутника и компенсации отклонений синхронизации спутника, то это индексируется сменой параметра IOD в сообщении типа 1, поскольку каждое новое состояние спутниковых навигационных данных связано с параметром IOD . Дифференциальная аппаратура потребителя не должна использовать новые навигационные данные спутника до тех пор, пока референсная станция индексирует соответствующий IOD в сообщении типа 1.

Сообщения типа 2 в аппаратуре потребителя применяется по следующему алгоритму:

в аппаратуре потребителя должны использоваться навигационные данные спутников, имеющих *IOD* соответствующий *IOD* в сообщении типа 2;

принимаются сообщения типа 1 с новым *IOD*;

рассчитывается коррекцию для псевдодальности по выражению

$$PRC(t) = PRC_{n. мин 1} + \Delta PRC_{c. мин 2} + RRC_{n. мин 1}(t - t_1) + \Delta RRC_{c. мин 2}(t - t_2), \quad (4.10)$$

где $PRC_{n. мин 1}$ и $RRC_{n. мин 1}$ - новые *IOD* сообщения типа 1; $\Delta PRC_{c. мин 2}$ и $\Delta RRC_{c. мин 2}$ - приращения старых *IOD* сообщения типа 2; t - время на момент расчета координат; t_1 - модифицированный Z-счет из сообщения типа 1; t_2 - модифицированный Z-счет из сообщения типа 2.

Содержание сообщений других типов приведены в [].

4.4 Стандартные сообщения

4.4.1 Формат NMEA

Практически все навигационные приемники имеют в своем составе опцию о выдаче выработанной приемником информации в формате протокола, разработанного ассоциацией National Marine Electronics Association (NMEA), стандарт 0183. Все стандартные сообщения NMEA представляют собой строку символов кода ASCII разделенных запятыми. Описания нестандартных сообщений протокола 0183 приводятся в руководствах пользователя организаций – производителей навигационных приемников.

Код ASCII (American Standard Code for Information Interchange) является алфавитно-цифровым семибитным кодом для обмена информацией, имеет 128 комбинаций. Кодом ASCII, в частности, кодируются клавиши клавиатуры стандартного персонального компьютера. Соответствие между символами кода ASCII, символами двоичной системы счисления (ДСС) и символами шестнадцатеричной системы счисления (ШСС) приводится в табл. 1. Номер кода есть десятичное число (0, ..., 127), соответствующее определенному символу кода ASCII (буква, цифра, знак и т. д.). Перевод номера кода в системах счисления ДСС и ШСС по принятым правилам и представлен в таблица 4. 37.

Таблица 4. 37

| Код ASCII | 10-перевод строки | | 13-ввод | | 26-конец файла | | 32-пробел | |
|-------------------|-------------------|---------|---------|---------|----------------|---------|-----------|---------|
| Номер кода | | | | | | | | |
| Символ кода ASCII | █ | | ⌞ | | → | | | |
| код ASCII в ДСС | 0001010 | | 0001101 | | 0011010 | | 0100000 | |
| код ASCII в ШСС | 0A | | 0D | | 1A | | 20 | |
| Номер кода | 33 | 34 | 35 | 36 | 37 | 38 | 39 | 40 |
| Символ кода ASCII | ! | " | # | \$ | % | & | ' | (|
| код ASCII в ДСС | 0100001 | 0100010 | 0100011 | 0100100 | 0100101 | 0100110 | 0100111 | 0101000 |
| код ASCII в ШСС | 21 | 22 | 23 | 24 | 25 | 26 | 27 | 28 |
| Номер кода | 41 | 42 | 43 | 44 | 45 | 46 | 47 | 48 |

| | | | | | | | | |
|--------------------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| <i>Символ кода ASCII</i> |) | * | + | , | - | . | / | 0 |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 0101001 | 0101010 | 0101011 | 0101100 | 0101101 | 0101110 | 0101111 | 0110000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | 29 | 2A | 2B | 2C | 2D | 2E | 2F | 30 |
| <i>Номер кода</i> | 49 | 50 | 51 | 52 | 53 | 54 | 55 | 56 |
| <i>Символ кода ASCII</i> | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 0110001 | 0110010 | 0110011 | 0110100 | 0110101 | 0110110 | 0110111 | 0111000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | 31 | 32 | 33 | 34 | 35 | 36 | 37 | 38 |
| <i>Номер кода</i> | 57 | 58 | 59 | 60 | 61 | 62 | 63 | 64 |
| <i>Символ кода ASCII</i> | 9 | : | ; | < | = | > | ? | @ |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 0111001 | 0111010 | 0111011 | 0111100 | 0111101 | 0111110 | 0111111 | 1000000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | 39 | 3A | 3B | 3C | 3D | 3E | 3F | 40 |
| <i>Номер кода</i> | 65 (97) | 66 (98) | 67 (99) | 68 (100) | 69 (101) | 70 (102) | 71 (103) | 72 (104) |
| <i>Символ кода ASCII</i> | A (a) | B (b) | C (c) | D (d) | E (e) | F (f) | G (g) | H (h) |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 1000001 | 1000010 | 1000011 | 1000100 | 1000101 | 1000110 | 1000111 | 1001000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | (1100001) | (1100010) | (1100011) | (1100100) | (1100101) | (1100110) | (1100111) | (1101000) |
| <i>Номер кода</i> | 41 (61) | 42 (62) | 43 (63) | 44 (64) | 45 (65) | 46 (66) | 47 (67) | 48 (68) |
| <i>Номер кода</i> | 73 (105) | 74 (106) | 75 (107) | 76 (108) | 77 (109) | 78 (110) | 79 (111) | 80 (112) |
| <i>Символ кода ASCII</i> | I (i) | J (j) | K (k) | L (l) | M (m) | N (n) | O (o) | P (p) |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 1001001 | 1001010 | 1001011 | 1001100 | 1001101 | 1001110 | 1001111 | 1010000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | (1101001) | (1101010) | (1101011) | (1101100) | (1101101) | (1101110) | (1101111) | (1110000) |
| <i>Номер кода</i> | 49 (69) | 4A (6A) | 4B (6B) | 4C (6C) | 4D (6D) | 4E (6E) | 4F (6F) | 50 (70) |
| <i>Номер кода</i> | 81 (113) | 82 (114) | 83 (115) | 84 (116) | 85 (117) | 86 (118) | 87 (119) | 88 (120) |
| <i>Символ кода ASCII</i> | Q (q) | R (r) | S (s) | T (t) | U (u) | V (v) | W (w) | X (x) |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 1010001 | 1010010 | 1010011 | 1010100 | 1010101 | 1010110 | 1010111 | 1011000 |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | (1110001) | (1110010) | (1110011) | (1110100) | (1110101) | (1110110) | (1110111) | (1111000) |
| <i>Номер кода</i> | 51 (71) | 52 (72) | 53 (73) | 54 (74) | 55 (75) | 56 (76) | 57 (77) | 58 (78) |
| <i>Номер кода</i> | 89 (121) | 90 (122) | 91 (123) | 92 (124) | 93 (125) | 94 (126) | 95 (127) | |
| <i>Символ кода ASCII</i> | Y (y) | Z (z) | [(l) | \ (l) |] (j) | ^ (~) | _ (Δ) | |
| <i>код ASCII в ДСС</i> | 1011001 | 1011010 | 1011011 | 1011100 | 1011101 | 1011110 | 1011111 | |
| <i>код ASCII в ШСС</i> | (1111001) | (1111010) | (1111011) | (1111100) | (1111101) | (1111110) | (1111111) | |
| <i>Номер кода</i> | 59 (79) | 5A (7A) | 5B (7B) | 5C (7C) | 5D (7D) | 5E (7E) | 5F (7F) | |

Ответное сообщение, выработанное в навигационном приемнике – это информация, посылаемая из приемника в ответ на команду (команды) запроса, которые подаются с помощью клавиатуры компьютера или программируются в виде пакета команд по правилам, приведенным в руководствах пользователя приемником.

Форматы ответных сообщений NMEA стандартизированы и имеют следующий вид:

$p_0, p_1, p_2, \dots, p_N, p_{N+1}$,

где p_0 - поле 0, содержащее начальный символ (\$) и символы заголовка сообщения;

p_1, p_2, \dots, p_N – поля данных сообщения;

p_{N+1} – поле, содержащее символ окончания сообщения (*) и контрольную сумму в шестнадцатеричной системе счисления.

Поля данных сообщения отделяются друг от друга запятыми. Запятые, следующие одна за другой, обозначают, что данные недоступны. Например, две запятые подряд обозначают, что пропущено одно поле данных, три – два поля и т. д.

Основные типы ответных сообщений навигационного приемника по протоколу 0183 приведены в таблица 4. 38 [62, 63].

Таблица 4. 38

| Типы сообщений | | Содержание сообщения |
|----------------|---------------------|--|
| № п/п | Заголовок сообщения | |
| 1 | GGA | Сообщение о местоположении определенном с использованием системы GPS |
| 2 | GLL | Сообщение о широте и долготе, измеренными приемником |
| 3 | GSA | Сообщение о факторах ухудшения точности (DOP) |
| 4 | ZDA | Сообщение о времени и дате |
| 5 | GST | Сообщение об ошибках позиционирования |
| 6 | GRS | Сообщение об остаточном диапазоне спутника |
| 7 | VTG | Сообщение о скорости и курсе |
| 8 | RMC | Сообщение о магнитном склонении |
| 9 | ALM | Сообщение об альманахе |
| 10 | GSV | Сообщение о видимых спутниках |

Приведем примеры сообщений NMEA, полученные с конкретных навигационных приемников. Заметим, что заголовки сообщений, приведенные таблица 4. 38 дополняются символами GP при приеме сигналов со спутников GPS и GL при приеме сигналов со спутников ГЛОНАСС. Вместе с начальным символом заголовки сообщений принимают вид:

для системы GPS - \$GPGGA, \$GPGLL, \$GPGSA, \$GPGSN, \$GPZDA, \$GPGST, \$GPGRS, \$GPVTG, \$GPGSV, \$GPRMC;

для системы ГЛОНАСС - \$GLGGA, \$GLGLL, \$GLGSA, \$GLGSN, \$GLZDA, \$GLGST, \$GLGRS, \$GLVTG, \$GLGSV, \$GLRMC.

Далее приведены примеры расшифровки указанных сообщений NMEA, которые в конечном итоге позволяют представлять данные, рассчитанные навигационными приемниками в привычной (естественной) форме.

Сообщение GGA сообщение о местоположении, определенном навигационным приемником ProPak G2

| | |
|----------------------------|--|
| формат на выходе приемника | \$GPGGA,п1, п2, п3, п4, п5, п6, п7, п8, п9, п10, п11, п12, п13, п14, п15 () |
| пример сообщения | \$GPGGA,113037.00,5026.3414741,N,03025.7762513,E,1,10,0.8,186.518,M,,,*34 () |
| пример сообщения | \$GPGGA,113037.00,5026.3414741,N,03025.7762513,E,1,10,0.8,186.518,M,24.40,M,*,*55 () |

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|--|-------------------|-----------------------------|
| \$GPGGA | Заголовок | | \$GPGGA |
| п1 | Время UTC в часах, минутах и секундах на момент фиксирования координат | 00 ...235959.50 | 11h 30m 37.00s |
| п2 | Координата широты в градусах, минутах и долях минуты (ddmm.mmmmmm). | 0 ... 90 град. | 50°26'.3414741 |
| п3 | Сектор широты, N = Северный, S = Южный. | “N” или ”S” | Северная широта |
| п4 | Координата долготы в градусах, минутах и долях минуты (ddmm.mmmmmm). | 0 ..180 град. | 030°25'.7762513 |
| п5 | Сектор долготы, E = Восточный, W = Западный. | “E” или ”W” | Восточная долгота |
| п6 | Тип позиционирования: 1 = Автономное позиционирование 2 = Позиционирование с дифференциальной коррекцией 3 = Неоднозначный RTK режим 4 = Фиксированный RTK режим | 1, 2, 3, 4 | Автономное позиционирование |
| п7 | Количество спутников системы GPS, используемых при расчете местоположения | 3 ... 24 | 10 |
| п8 | HDOP – горизонтальный фактор ухудшения точности | 0 ...99,9 | 0.8 |
| п9 | Высота фазового центра антенны (в метрах) над геоидом. | 0 ... 30000,000 | 186.518 м |
| п10 | Единицы измерения высоты, M = метры. | “M” | метры |
| п11 | Волна геоида | ± 999,999 | 1) |
| п12 | Единицы измерения волны геоида, M = метры. | “M” | 2) |
| п13 | Возраст дифференциальных поправок, sss, в секундах. | ±999,999 | 3) |
| п14 | Идентификатор базовой станции | 0 ... 1023 | 4) |
| п15 | Контрольная сумма | | *34 |

Примечание: 1), 2), 3), 4) – в данном примере эти параметры отсутствуют.

Сообщение GLL о широте и долготе, определенными навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника
пример сообщения

\$GPGLL,п1,п2,п3,п4,п5,п6*п7
\$GPGLL,5026.3415196,N,03025.7762628,E,113012.00,A*04

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|--|-------------------|-----------------|
| \$GPGLL | Заголовок | | \$GPGLL |
| п1 | Координата широты, ddmm.mmmmmm, в градусах, минутах и долях минуты | 0 ... 90° | 50°26'.3415196 |
| п2 | Сектор широты, N = Северный, S = Южный | “N” или ”S” | Северный |
| п3 | Координата долготы, ddmm.mmmmmm, в градусах, ми- | 0 ... 180° | 030°25'.7762628 |

| | нутах и долях минуты | | |
|----|---|-----------------|----------------|
| п4 | Сектор долготы, E = Восточный, W = Западный | “E” или ”W” | Восточный |
| п5 | UTC местоположения (в часах, минутах и секундах) | 00 ... 235959.5 | 11h 30m 12.00s |
| п6 | Состояние, A = данные верные, V = данные неверные | A или V | A |
| п7 | Контрольная сумма | | *04 |

Сообщение GSA о факторах ухудшения точности (DOP), измеренным навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPGSA,п1, п2, п3, п4, п5, п6, п7, п8, п9, п10, п11, п12, п13,, п14, п15, п16 п17
 пример сообщения \$GPGSA,M,3,01,25,19,11,09,28,14,15,03,22,20,,1.3,0.9,1.0*39

| Поле | Описание | Пример |
|------------|--|-----------------------------------|
| \$GPGSA | Заголовок | \$GPGSA |
| п1 | Режим работы: M-ручной, A-автоматический | M |
| п2 | Режим: 2-2D (двумерное позиционирование) 3-3D (трехмерное позиционирование) | 3 |
| п4,...,п13 | Номера спутников используемых для расчета местоположения | 01,25,19,11,09,28,14,03, 22,20 |
| п14 | Значение PDOP | 1.3 |
| п15 | Значение HDOP | 0.9 |
| п16 | Значение VDOP | 1.0 |
| п17 | Контрольная сумма | *39 |

Сообщение ZDA о времени и дате, полученное навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPZDA,п1,п2,п3, п4,п5,п6*п7
 пример сообщения \$GPZDA,113007.00,28,06,2006,+07,00*68

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|-------------------|---------|
| \$GPZDA | Заголовок | | \$GPZDA |
| п1 | Время UTC (часы, минуты, секунды) | 00 ...235959.50 | 113007 |
| п2 | Текущее число месяца | 01 ... 31 | 28 |
| п3 | Текущий месяц | 01 ... 12 | 06 |
| п4 | Текущий год | 0000 ... 9999 | 2006 |
| п5 | Уход/Сдвиг (времени) локальной зоны от времени UTC где s = знак “+” или ”-”, hh = часы. | 00 ... ± 13 | +07 |
| п6 | Уход/Сдвиг (времени) локальной зоны от времени UTC где mm = минуты с таким же знаком, что и hh | 00 ... 31 | 00 |
| п7 | Контрольная сумма | | *68 |

Сообщение GST об ошибках позиционирования, полученных приемником ProPak G2.

формат на выходе приемника \$GPGST,п1, п2, п3, п4, п5, п6, п7, п8,*п9
 пример сообщения \$GPGST,113002.00,2.90,1.50,1.34,112.4903,1.48,1.37,2.73*6D
 пример сообщения \$GPGST,174640.00,06.660,,,,,04.103,03.545,11.821*75

Примечание: Сообщение GST выдается только, если местоположение рассчитано.

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|---------------------|-----------|
| \$GPGST | Заголовок | | \$GPGST |
| п1 | Время фиксирования GGS, связанное с данным предложением (командной строкой) - (hhmmss.ss) | 000000.00-235959.95 | 174640.00 |
| п2 | Величина RMS – стандартного (среднеквадратического) отклонения диапазона данных, вводимых в радионавигационный процесс. Это поле данных связано с другими параметрами следующим образом: (Величина RMS стандартного отклонения диапазона входных данных) ² * (HDOP) ² = (стандартное отклонение ошибки широты) ² + (стандартное отклонение ошибки долготы) ² (Величина RMS стандартного отклонения диапазона входных данных) ² * (VDOP) ² = (стандартное отклонение ошибки высоты) ² | 0,00-99,99 | 06.660 |
| п3 | Стандартное отклонение главной полуоси эллипса ошибок (в метрах). | N/A | N/A |
| п4 | Стандартное отклонение главной полуоси эллипса ошибок (в метрах). | N/A | N/A |
| п5 | Ориентация главной полуоси эллипса ошибок (градусы от истинного севера).. | N/A | N/A |
| п6 | Стандартное отклонение ошибки широты (в метрах) | 0,00-99,99 | 04.103 |
| п7 | Стандартное отклонение ошибки долготы (в метрах) | 0,00-99,99 | 03.545 |
| п8 | Стандартное отклонение ошибки по высоте (в метрах) | 0,00-99,99 | 11.821 |
| п9 | Контрольная сумма. | | *75 |

Сообщение GRS об остаточном диапазоне спутника, полученном приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPGRS,п1,п2,п3,п4,п5,п6,п7,п8,п9,п10,п11,п12,п13*п14
 пример сообщения \$GPGRS,113002.00,1,0.4,0.8,-0.7,0.7,-0.7,-0.6,-1.0,-0.0,-0.7,0.8,0.5,*67

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|-------------------|--------------------|
| \$GPGRS | Заголовок | | \$GPGRS |
| п1 | Время UTC в часах, минутах и секундах, на момент фиксирования координат | 00 ...235959.50 | 11h 30m 02.00 s |
| п2 | Режим | | 1 |
| п3 | Разность(остаток) диапазона для первого спутника GPS | | 0.4 |

| | | | |
|-----|--|--|------|
| п4 | То же - для второго спутника GPS | | 0.8 |
| п5 | То же - для третьего спутника GPS | | -0.7 |
| п6 | То же – для четвертого спутника GPS | | 0.7 |
| п7 | То же - для пятого спутника GPS | | -0.7 |
| п8 | То же – для шестого спутника GPS | | -0.6 |
| п9 | То же – для седьмого спутника GPS | | -1.0 |
| п10 | То же – для восьмого спутника GPS | | -0.0 |
| п11 | То же – для девятого спутника GPS | | -0.7 |
| п12 | То же – для десятого спутника GPS | | 0.8 |
| п13 | То же – для одиннадцатого спутника GPS | | 0.5 |
| п14 | Контрольная сумма | | *67 |

Сообщение VTG о скорости и курсе, полученное навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPVTG,п1,п2,п3,п4,п5,п6,п7,п8*п9
 пример сообщения \$GPVTG,179.21,T,1934.4,M,000.11,N,000.20,K*3E

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|-------------------|---------|
| \$GPVTG | Заголовок | | \$GPVTG |
| п1 | Истинный трек/Истинный курс над землей | 000.00 ... 359.99 | 179.21 |
| п2 | T = истинный курс | T | T |
| п3 | Магнитный трек/Магнитный курс (полета) над землей, (Выводится если опция магнитных изменений/магнитного склонения (M) инсталлирована в приемнике) | 00.00 ... 359.99 | 193.44 |
| п4 | Метка магнитного курса над землей, M = магнитный курс | M | M |
| п5 | Скорость (полета) над землей в узлах | 000 ... 999.99 | 000.11 |
| п6 | Единицы измерения скорости (полета) над землей, N = узлов | N | N |
| п7 | Скорость над землей, км в час | 000 ... 999.99 | 000.20 |
| п8 | Единицы измерения скорости над землей, K = (километров в час) | K | K |
| п9 | Контрольная сумма | | 3E |

Сообщение RMC о магнитном склонении, полученное приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPRMC,п1,п2,п3,п4,п5,п6,п7,п8,п9,п10,п11*п12
 пример сообщения \$GPRMC,113017.00,A,5026.3415015,N,03025.7762474,E,0.028,219.7,180405,0.0,E*53

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|---------------------|-----------------|
| \$GPRMC | Заголовок | | \$GPRMC |
| п1 | Время UTC в часах, минутах и секундах, на момент фиксирования координат | 000000.00-235959.95 | 11h 30m 17.00 s |

| | | | |
|-----|---|---------------------------|------------------------------|
| п2 | Статус сообщения A = данные истины V = данные не верны | | A |
| п3 | Координата широты в градусах, минутах и долях минуты (ddmm.mmmmmm) | 0000.0000-8959.9999 | 50°26'.3415015 |
| п4 | Сектор широты, N = Северный, S = Южный | "N" или "S" | Северный |
| п5 | Координата долготы в градусах, минутах и долях минуты (ddmm.mmmmmm). | 00000.0000-17959.9999 | 030°25'.7762474 |
| п6 | Сектор долготы, E = Восточный, W = Западный. | "E" или "W" | Восточный |
| п7 | Скорость над землей в узлах | 000.00 – 999.99 | 0.028 |
| п8 | Истинный Курс над землей в градусах | 000.00 – 359.99 | 219.7 |
| п9 | Дата, mmddyy (месяц, число, год) | 010100-123199 | 180405 (18 апреля 2005 года) |
| п10 | Магнитное Склонение в градусах | 0,00 – 99,99 | 0°.0 |
| п11 | Направление магнитного склонения. Вычитать восточнее (в восточном направлении) (E) от истинного курса. Прибавлять западнее (в западном направлении) (W) к истинному курсу | E => Восток W => Запад | Восточное |
| п12 | Контрольная сумма | | *53 |

Сообщение ALM об альманахе, полученное навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPVTG,п1,п2,п3,п4,п5,п6,п7,п8,п9,п10,п11,п12,п13,п14,п15*п16
 пример сообщения \$GPALM, 17, 17, 28, 1653, 00, 3752, 00, 3EAF, 87, 0D68, FD30, A10CAB, 6EE732, 525880, 6DC5A8, 009, 005, *6c

| Поле | Описание | Пример |
|---------|--|---------|
| \$GPALM | Заголовок | \$GPALM |
| п1 | Общее количество сообщений в альманахе | 17 |
| п2 | Номер текущего сообщения | 17 |
| п3 | PRN-номер спутника | 28 |
| п4 | Номер GPS-недели | 1653 |
| п5 | «Здоровье» спутника, 00 - здоров | 00 |
| п6 | e, эксцентриситет | 3EAF |
| п7 | Время toa | 87 |
| п8 | (sigma)i, наклонение | 0D68 |
| п9 | OMEGADOT, величина прямого восхождения | FD30 |
| п10 | Корень квадратный большой полуоси | A10CAB |
| п11 | omega, аргумент перигея | 6EE732 |
| п12 | (OMEGA)o, долгота восходящего узла | 525880 |
| п13 | Mo, истинная аномалия | 6DC5A8 |
| п14 | af0, поправка шкалы времени | 009 |
| п15 | af1, поправка шкалы времени | 005 |
| п16 | Контрольная сумма | 6C |

Сообщение GSV о видимых спутниках, полученное навигационным приемником ProPak G2

формат на выходе приемника \$GPGGA,п1, п2, п3,*пi – общее количество полей зависит от числа спутников, видимых на момент запроса
 пример сообщения \$GPGSV,3,1,11,06,78,273,44,10,54,070,44,17,40,255,40,30,30,206,38*78
 пример сообщения \$GPGSV,3,2,11,24,21,071,37,13,20,058,37,22,13,323,39,05,07,182,35*73

| Поле | Описание | Диапазон значений | Пример |
|---------|---|-------------------|---------|
| \$GPGSV | Заголовок | | \$GPGSV |
| п1 | Общее количество сообщений | 1 ... 3 | 3 |
| п2 | Номер текущего сообщения | 1 ... 3 | 2 |
| п3 | Общее количество видимых спутников | 0 ... 36 | 11 |
| п4 | спутника | 0 ... 36 | 24 |
| п5 | Угол прямого восхождения | 0 ... 90 | 21 |
| п6 | Азимут | 000 ... 359 | 071 |
| п7 | Отношение сигнал/шум (0 – при полном отсутствии приёма) | | |
| | Следующий PRN-номер, угол прямого восхождения, азимут, сигнал/шум Последний PRN-номер, угол прямого восхождения, азимут и отношение сигнал/шум для него | | |
| пi | Контрольная сумма | | *73 |

Приведенные примеры расшифровки сообщений NMEA позволяют представлять данные рассчитанные навигационными приемниками в привычной (естественной) форме.

Важной составляющей при расшифровке данных протокола NMEA является проверка достоверности принятой информации. Эта проверка выполняется путем расчета контрольной суммы. Контрольная сумма в виде шестнадцатеричного числа приводится в последнем поле каждого сообщения. Контрольная сумма рассчитывается посредством сложения по модулю два символов сообщения, размещенных между символами \$ и *. Программа для расчета контрольной суммы сообщений NMEA, написанная в среде MatLab представлена ниже.

```

%Процедура расчета контрольной суммы сообщения NMEA
%str1 = '$GPZDA,113012.00,18,04,2005.,*6C';
str1=('$GPALM,23,01,39,0000,ff,0000,ff,ffff,0000,000000,ffffff,ffffff,000000,000,000,*5D');
L1 = length(str1);
i = 2;
simbol = str1(i);
ksum = 0;
while simbol ~= '*'
    i = i + 1;
    DB=uint8(simbol);
    ksum = bitxor(ksum , DB);
    simbol = str1(i);
end
ksum_hex = dec2hex(ksum)

```

Для работы с данной программой достаточно переменную str1 приравнять с соответствующим сообщением NMEA.

2.4. 2. Форматы альманаха YUMA и SEM

Формат альманаха YUMA. В таблица 4. 39 приведены данные (для одного спутника), которые предоставляются файлами «Yuma127.txt». Эти данные отличаются от ICD-GPS-200C тем, что полуциклы переведены в радианы, наклонение орбиты дано в абсолютном значении.

Таблица 4. 39

Формат YUMA

| Пример текста альманаха YUMA для одного спутника | Наименование параметра | |
|--|------------------------|---|
| ***** Week 127 almanac for PRN-01 ***** | Заголовок | |
| ID: | 01 | № спутника |
| Health: | 000 | Здоровье спутника |
| Eccentricity: | 0.5316257477E-002 | Эксцентриситет |
| Time of Applicability(s): | 319488.0000 | Опорное время привязки данных альманаха (t_{oa}) |
| Orbital Inclination(rad): | 0.9676147078 | Угол наклонения орбиты спутника (наклонение орбиты спутника) |
| Rate of Right Ascen(r/s): | -0.8228914196E-008 | Скорость изменения прямого восхождения (OMEGADOT) |
| SQRT(A) (m 1/2): | 5153.642090 | Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника |
| Right Ascen at Week(rad): | -0.6743253709E+000 | Долгота восходящего узла орбитальной плоскости (Ω_0) |
| Argument of Perigee(rad): | -1.715832787 | Аргумент перигея (ω) |
| Mean Anom(rad): | -0.6197765497E+000 | Средняя аномалия на время привязки t_{oa} |
| Af0(s): | 0.2136230469E-003 | Параметры коррекции шкалы времени |
| Af1(s/s): | 0.0000000000E+000 | |
| week: | 127 | Номер недели: 0-1023, с 22.08.99. |

Формат альманаха SEM. В таблица 4. 40 приведены данные (для одного спутника), которые предоставляются файлами «Sem127.txt». Эти данные соответствуют ICD-GPS-200C.

Для работы с ними в программах собственной разработки необходимо полуциклы перевести в радианы, а к отклонению наклона орбиты спутника прибавить номинал 0.3 и результат перевести в радианы.

Таблица 4. 40

Формат SEM

| 28 CURRENT.ALM | Данные и комментарии | |
|---|---|--|
| 127 319488 <i>Номер недели, к которой относятся данные альманаха (127 или 127+1024) ; время в неделе, к которому относятся данные альманаха (319488 секунд от начала недели)</i> | <i>week:t_{oa} по ICD-GPS-200C</i> | |
| 1 <i>Номер спутника</i> | <i>PRN по ICD-GPS-200C</i> | |
| 32 | | |
| 1 <i>Параметр определения точности псевдодальности</i> | <i>URA по ICD-GPS-200C</i> | |
| 0.53162574768066E-0002 <i>Эксцентриситет</i> | 0.80013275146484E-0002** <i>Отклонение угла наклона орбиты спутника от 0.3 полуциклов</i> | -0.26193447411060E-0008* <i>Скорость изменения прямого восхождения (OMEGADOT)</i> |
| 0.51536420898438E+0004 <i>Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника</i> | -0.21464443206787E+0000* <i>Долгота восходящего узла орбитальной плоскости (Ω_0)</i> | -0.54616653919220E+0000* <i>Аргумент перигея (ω).</i> |
| -0.19728100299835E+0000* <i>Средняя аномалия на время привязки t_{oa}.</i> | 0.21362304687500E-0003 <i>Параметры коррекции шкалы времени Af0(s)</i> | 0.00000000000000E+0000 <i>Параметры коррекции шкалы времени Af1(s/s)</i> |
| 0 | <i>Здоровье спутника</i> | |
| 9 | <i>Конфигурация спутников по ICD-GPS-200C</i> | |

Примечания: 1) текста обозначенного курсивом в альманахе Sem нет;

2) * - Если это число умножить на π , то оно будет соответствовать значению формата YUMA;

3) ** - Для получения значения в формате YUMA к данному числу нужно прибавить 0.3 и полученный результат умножить на π .

Время привязки данных альманаха определяется номером недели и количеством секунд, прошедших сначала недели. Неделя GPS начинается в ночь с субботы на воскресенье (первый день недели воскресенье, седьмой суббота). Значения секунд в днях недели приводятся в таблица 4. 41.

Таблица 4. 41

| Время привязки данных альманаха | | | |
|---------------------------------|--------------|--------------------------------|---------------------------|
| № дня | Название дня | Секунды в дне от начала недели | Время сообщения альманаха |
| 1 | Воскресенье | 1...86400 | 61440 |
| 2 | Понедельник | 86401...172800 | |

| | | | |
|---|----------------|------------------------|---------------------------|
| 3 | <i>Вторник</i> | <i>172801...259200</i> | |
| 4 | <i>Среда</i> | <i>259201...345600</i> | <i>319488</i> |
| 5 | <i>Четверг</i> | <i>345601...432000</i> | <i>405504</i> |
| 6 | <i>Пятница</i> | <i>432000...518400</i> | <i>503808 (19h56m48s)</i> |
| 7 | <i>Суббота</i> | <i>518401...604800</i> | <i>589824</i> |

РАЗДЕЛ 5 ОСНОВНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

5.1 Спутниковый навигационный приемник

5.1.1 Требования к спутниковым навигационным приемникам

В современных условиях, когда спутниковые навигационные технологии становятся одним из основных средств навигации и управления подвижными объектами аппаратура потребителя должна удовлетворять целому ряду требований, сформулированных в международных, национальных и ведомственных стандартах.

Аппаратура потребителей становится одной из составляющих GNSS и должна взаимодействовать с GPS, ГЛОНАСС, SBAS, GBAS, GRAS, ABAS, DGNSS, GALILEO.

В современных комплексах аппаратура потребителей GNSS состоит не только из приемника спутниковых сигналов. В ее состав включаются и средства приема информации от систем наземного и космического функциональных дополнений.

Информация, принимаемая и обрабатываемая навигационным приемником, в свою очередь может поступать в другие системы и комплексы, управляющие подвижными объектами.

Приведем основные требования, которые предъявляются стандартами и рекомендованной практикой ИКАО к бортовому спутниковому навигационному приемнику.

Приемник должен принимать и обрабатывать сигналы составляющих GNSS, с которыми он взаимодействует.

В зоне видимости потребителя потенциально может находиться 9-11 спутников GPS, 9-11 спутников ГЛОНАСС, 3-4 спутника GEO SBAS, 9-11 спутников GALILEO. Поэтому навигационный приемник может одновременно принимать сигналы от от 30 – 40 спутников. Учитывая, что число спутников GPS-24, ГЛОНАСС-24 (потенциально), GALILEO - 24 (потенциально), GEO-3 в приемнике может быть 75 канал. Для проведения одномоментных измерений приемник должен иметь 6 -40 каналов. Естественно, что эти количества каналов нужно рассматривать как ориентировочные.

Основные минимальные требования к GNSS (GPS/ГЛОНАСС) приемнику.

Приемник должен исключать из решения навигационной задачи любой спутник, обозначенный неработоспособным признаком состояния здоровья эфемерид (подкадр 1, слово 3, разряды 17-22 спутника GPS; строка 2, разряды 80-72, признак B_n для спутника ГЛОНАСС).

Приемник должен обеспечивать непрерывное сопровождение минимум четырех спутников и решение навигационной задачи на основе измерений этими спутникам.

Приемник GPS должен компенсировать динамическое доплеровское смещение в измерениях по коду C/A и фазе несущей номинального SPS сигнала и доплеровское смещение, которое является уникальным во время применения.

Приемник ГЛОНАСС должен компенсировать влияние доплеровского смещения на измерение начальной фазы несущей радиосигнала ГЛОНАСС.

В алгоритмах приемника GPS перед решением навигационной задачи должно предусматриваться проверка правильности применения времени и эфемерид, непрерывно отслеживаться значения идентификатора набора параметров времени (IODC), идентификатора набора эфемерид (IODE), обновляться эфемериды, и параметры времени при обнаружении изменения значений IODC и IODE. Временные параметры и эфемериды должны использоваться вместе с соответствующими им значениями IODC и IODE для спутника, с которым взаимодействует приемник.

В алгоритмах приемника ГЛОНАСС перед решением навигационной задачи должна предусматриваться проверка правильности применения эфемеридной и временной информации, поступающей со спутников ГЛОНАСС.

Приемник должен удовлетворять требованиям к помехозащищенности согласно требований, приведенных в интерфейсных контрольных документах и и специальным требованиям пользователей, если они имеются.

Совмещенный приемник GNSS (GPS+ ГЛОНАСС) должен удовлетворять требованиям для приемника GPS, и требованиями для приемника ГЛОНАСС.

5.1.2 GNSS приемник, взаимодействующий с SBAS.

Приемник должен принимать и обрабатывать сигналы SBAS, удовлетворять требованиям к приемнику GPS.

Измерения псевдодальности по каждому спутнику должны сглаживаться с использованием измерений несущей и сглаживающего фильтра, имеющего отклонения после инициализации менее чем 0.1 м за 200 секунд относительно устойчивого состояния отклика фильтра при наличии дрейфа между фазой кода и интегрированной фазой несущей до 0.01м/сек.

Сглаживание по несущей должно выполняться при применении следующего фильтра:

$$P_{CSC_n} = \alpha \cdot P + (1 - \alpha) \cdot \left[P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi} (\phi_n - \phi_{n-1}) \right],$$

где P_{CSC_n} – сглаженная псевдодальность; $P_{CSC_{n-1}}$ – предыдущее значение сглаженной псевдодальности; P - необработанные (сырые) измерения псевдодальности; λ -длина волны на частоте LL ; ϕ_n - текущее значение фазы несущей; ϕ_{n-1} - предыдущее значение фазы несущей; α - весовой коэффициент фильтра (интервал выборки/постоянная времени, равная 100 се-

кунд).

Приемник при приеме со спутника GEO SBAS сообщения типа 0 должен прекратить работы с этим спутником (кроме слежения за спутником) и не использовать все принятые с него данными в течение, как минимум одной минуты.

Приемник должен использовать данные о целостности или корректирующую информацию, только при IODP для этой информации совпадающим с признаком IODP для маски PRN.

Приемник должен использовать данные об ионосфере от спутника GEO SBAS (оценку вертикальной задержки IGP и GIVEI_i), только если признак IODI_k, связанный с этими данными в сообщении типа 26, совпадает с IODI_k, связанным с соответствующей маской диапазона IGP, передаваемой в сообщении типа 18.

Приемник должен использовать самые последние принятые данные о целостности, для которых признак IODF_j равен 3, или совпадает с признаком IODF_j, связанным с применяемыми быстрыми поправками.

Приемник должен применять любую региональную деградацию к параметрам σ^2 и $\sigma^2_{i, UDRE}$ (сообщение типа 27) и мгновенно использовать более высокий показатель $\delta UDRE$. Более низкий $\delta UDRE$ в новом сообщении типа 27 не используется до тех пор, пока не будет принят полный набор сообщения с новым признаком IODS.

Для спутников GPS, приемник должен применять долгосрочные поправки, только если признак IOD совпадает с признаком IODE и 8 младшими разрядами признака IODC.

Приемник не должен участвовать в обеспечении операции точного захода на посадку при потере четырех последовательных сообщений SBAS.

Приемник не должен использовать любой передаваемый параметр данных, если его срок действия истек.

Приемник не должен использовать быструю поправку, если интервал времени (Δt) для ее отнесенный к скорости изменения дальности превышает интервал действия для быстрых поправок, или если возраст RRC превышает $8\Delta t$.

Приемник при выполнении операций точного захода на посадку должен взаимодействовать со спутниками, угол места которых более 5° .

Приемник должен прекращать использование данных спутника при операциях точного захода на посадку, если $\sigma^2_{UDRE} > 12$.

При операциях точного захода на посадку среднеквадратическое значение погрешности (RMS) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности для спутников GEO SBAS при минимальной мощности принимаемого сигнала,

наихудшей помеховой обстановке, не должна превышает 1,8 м, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей. Для прогнозирования обслуживания погрешность за счет многолучевости предполагается меньшей 0.6 м (одна сигма).

При операциях взлет, полет на маршруте, в зоне аэропортов и неточном заход на посадку среднеквадратическое значение (RMS) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности для спутников GEO SBAS при минимальной мощности принимаемого сигнала и при наилучшей помеховой обстановке не должно превышать 5 м, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей.

При вычислении координат спутников GEO SBAS приемник должен декодировать сообщение типа 9, определить смещение фазы PRN кода и вычислить координаты (X_G , Y_G , Z_G).

Приемник должен идентифицировать спутники GEO SBAS при ложном приеме спутникового сигнала, обусловленного кросс корреляцией.

Приемник может использовать данные альманаха, обеспечиваемые системой SBAS, для вхождения в связь.

Приемник должен исключать из решения навигационной задачи, спутники, если они помечены SBAS признаком «Не использовать». Если используется предоставляемые SBAS данные о целостности, то приемнику не требуется исключать спутники GPS на основании предоставляемого GPS признака неисправности (health flag).

При выполнении операции точного захода на посадку приемник должен рассчитывать и применять долгосрочные поправки, быстрые поправки, поправки к скорости изменения дальности и передаваемые ионосферные поправки; для решения навигационной задачи применять метод наименьших квадратов; использовать тропосферную модель, остаточная погрешность которой имеет среднее значение (μ) меньше 0,15 м и стандартное отклонение меньше 0,07 м.

При выполнении операции точного захода на посадку приемник должен рассчитывать и применять уровни защиты по горизонтали и по вертикали. Алгоритмы расчета приведены в соответствующем разделе.

При операциях взлет, полет на маршруте, в зоне аэропортов и неточном заход на посадку в приемнике должны рассчитываться и применяться долгосрочные поправки, быстрые поправки, поправки к скорости изменения дальности, ионосферные и тропосферные поправки. Для учета тропосферных поправок должна использоваться модель тропосферы, остаточная погрешность которой имеет среднее значение (μ) меньше 0,15 м и стандартное отклонение меньше 0,07 м.

При операциях взлет, полет на маршруте, в зоне аэропортов и неточном заход на посадку в приемнике должны рассчитываться и применяться уровни защиты по горизонтали и по вертикали. Алгоритмы расчета приведены в соответствующем разделе.

Приемник GNSS, взаимодействующий с системой наземного функционального дополнения (GBAS).

Приемник должен обеспечивать прием и обработку сигналов поступающих с GBAS по ОВЧ линии передачи данных и навигационных спутников в соответствии с требованиями и рекомендациями стандартов и рекомендуемой практики ИКАО.

Приемник должен обеспечивать среднеквадратическое значение (RMS) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности, определяемое соотношением:

$$RMS_{pr-air}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \cdot e^{\frac{\theta_n}{\theta_0}} \quad (5.1)$$

где n- n-й дальномерный источник; θ_n - угол места n-го дальномерного источника; a_0 , a_1 , θ_0 - параметры для спутников GPS, зависящие от класса воздушного судна приведены в таблица 5. (для спутников ГЛОНАСС эти коэффициенты разрабатываются).

Выражение (5.1) не включает ошибку измерения, вызванную многолучевостью от корпуса воздушного судна.

Таблица 5. 1

Коэффициенты для расчета требований к точности бортового оборудования GPS

| Обозначение класса точности воздушного судна | θ_n (градусы) | θ_0 (градусы) | a_0 (м) | a_1 (м) |
|--|----------------------|----------------------|-----------|-----------|
| A | ≥ 5 | 6.9 | 0.15 | 0.43 |
| B | ≥ 5 | 4.0 | 0.11 | 0.13 |

Приемник должен использовать данные сообщений GBAS только в случаях:
 если подтвержден CRC- код сообщения;
 если идентификатор блока данных (МВІ) содержит битовую последовательность «1010 1010»;
 если значение показателя непрерывности/целостности (GCID) GBAS при выборе RPDS до начала заключительных этапов захода на посадку соответствует 1, 2, 3 или 4.

Приемник должен использовать только блоки измерений от дальномерного источника с совпадающими модифицированными Z-отсчетами. При заключительных этапах точного захода на посадку используются блоки измерений, полученные в последние 3,5 секунды и игнорируются любые изменения в GCID.

В приемник должны применяться поправки к псевдодальностям только из последнего полученного набора поправок. Если число полей измерений в последнем полученном сооб-

щении типа 1 указывает, что оно не содержит никаких блоков измерений, то приемник, не применяет поправки GBAS для измерений данного типа.

Приемник должен исключать из решения навигационной задачи любой дальномерный источник, для которого σ_{pr_gnd} в сообщении типа 1 содержит битовую последовательность «1111 1111».

Приемник не должен обеспечивать вертикального наведения, если принятое перед началом заключительных этапов захода на посадку значение параметра FASVAL в сообщении типа 4 содержит битовую последовательность «1111 1111».

Приемник не должен обеспечивать управление заходом на посадку, если принятое перед началом заключительных этапов захода на посадку значение параметра FASLAL в сообщении типа 4 содержит битовую последовательность «1111 1111».

В ходе заключительных этапов захода на посадку приемник должен игнорировать изменения в значении данных FASLAL и FASVAL.

Приемник должен использовать данные FAS, подтвержденные CRC FAS для этих данных.

Приемник должен использовать сообщения, для которых идентификатор ID GBAS (в заголовке блока сообщения) соответствует ID GBAS в заголовке сообщения типа 4, которое содержит выбранные данные FAS.

Для ограничения погрешностей вклада бортового оборудования в скорректированную псевдодальность приемник должен вычислять для каждого навигационного спутника, используемого для решения навигационной задачи параметр $\sigma_{receiver}$, учитывая функцию плотности вероятности остаточной погрешности определения псевдодальности до воздушного судна.

В бортовом оборудовании воздушного судна должны производиться вычисления порогов срабатывания сигнализации по вертикали и по боку (целостность), используя передаваемые GBAS по ОБЧ линии передачи данных параметры: σ_{pr_gnd} (в сообщении GBAS типа 1), σ_N (неоднозначность рефракции в сообщении GBAS типа 2), h_0 (масштаб высоты в сообщении GBAS типа 2), $\sigma_{vert_ion_gradient}$ (в сообщении GBAS типа 2), $V_{i,1} - V_{i,4}$ (параметры целостности; в сообщении GBAS типа 1); вместе с параметром σ_{pr_air} . Если значение параметра $V_{i,j}$ содержит битовую последовательность «1000 0000», указывающую на непригодность данного измерения, то должно приниматься значение $V_{i,j}$ равное нулю.

В бортовом оборудовании воздушного судна должны проверяться условия: вычисленные уровни защиты по вертикали и по боку должны быть меньше, чем требуемые пороги срабатывания сигнализации по вертикали и по боку.

В приемнике должны использоваться только данные спутников, для которых признак IOD, передаваемый GBAS в сообщении типа 1 совпадает с IOD основной орбитальной системы для времени и эфемерид, используемых при расчетах.

В приемнике должны производиться вычисления CRC (циклический избыточный код) эфемерид для каждого дальномерного источника основной орбитальной системы (систем), используемой для определения местоположения. Вычисленное значение CRC должно сопоставляться со значением нового переданного в сообщении типа 1 CRC эфемерид в пределах одной секунды с момента приема. Приемник должен прекращать использование любого спутника, для которого вычисленное и переданное значения CRC не совпадают.

Приемник должен выработать предупреждение, если в течение последних 3.5 секунд не было получено никакого сообщения типа 1.

В приемнике измеренные псевдодальности для каждого спутника должны сглаживаться с использованием измерений на несущей частоте и сглаживающего фильтра, выработанные данные которого отклоняется менее чем на 0,1 метра за 200 секунд относительно характеристики в установившемся режиме при наличии дрейфа между фазой кода и интегрированной фазой несущей вплоть до скорости 0,01 м/с.

Приемник должен сопрягаться с приемником ОВЧ-диапазона, примененным для приема сообщений GBAS.

К приемнику также предъявляются специальные требования по условиям эксплуатации, надежности, дизайну и другие.

5.1.3 Обобщенная функциональная схема навигационного приемника

Спутниковый навигационный приемник производит определение пространственных координат скорости, времени и других навигационных параметров объекта, на котором он установлен по информации, поступающей с навигационных спутников и измерениям расстояния до спутников, доплеровской частоты и текущего времени.

До того как приемник включится в измерения и начнет выработать необходимую информацию он должен найти и обнаружить сигналы минимум четырех спутников, перейти в режим слежения и сопровождения сигналов, принять информационные данные, содержащиеся в передаваемых со спутника сообщениях и только после этих процедур приступить к решению навигационных или других предусмотренных задач.

В настоящее время существует большое количество производителей спутниковых навигационных приемников, как для авиационных, так и для других применений.

Обобщенная схема спутникового навигационного приемника в виде модулей изображена на рис. 5.1.

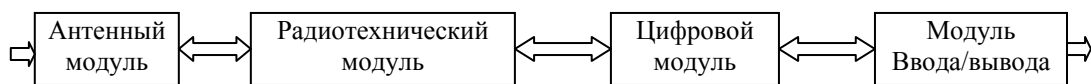


Рис. 5.1. Обобщенная схема приемника

Сигналы навигационных спутников принимаются антенным модулем, усиливаются и по микроволновой линии передачи поступают в радиотехнический модуль. В этом модуле сигналы переносятся на промежуточную частоту и преобразуются в цифровую форму. В цифровом модуле производятся все основные операции по обнаружению, слежению, сопровождению, демодуляции, декодированию, измерению и решению навигационных задач. Модуль «Ввода/вывода» предназначен для передачи команд от внешнего источника в приемник и выдачи выработанной приемником данных потребителю.

Рассмотрим на основании каких принципов выполняются основные модули навигационного приемника.

5.1.4 Антенны GNSS

В аппаратуре потребителей, как правило, применяются антенны на несимметричной полосковой линии. Подобные антенны достаточно широко освещались в литературе с позиций их использования в качестве излучателей плоских антенных решеток. Однако данных по их проектированию для спутниковых навигационных систем недостаточно.

Антенна GNSS должна работать в диапазоне частот 1563 МГц, ..., 1615 МГц, принимать сигналы из верхней полусферы в телесном угле $\pm 85^\circ$, иметь правостороннюю круговую поляризацию с коэффициентом эллиптичности менее 3,5 дБ, обеспечивать коэффициент усиления в секторе $\pm 75^\circ$ больше минус 2 дБ, в секторе $\pm(80^\circ, \dots, 85^\circ)$ – больше минус 7 дБ. Кроме того, она должна иметь структуру для пространственного ослабления электромагнитных колебаний, отраженных от местных предметов, частотно- избирательные элементы для подавления внеполосных излучений и малошумящий усилитель мощности.

Структура подавления многолучевости предназначена для ослабления сигналов отраженных от объектов, находящихся в зоне видимости навигационного приемника. Для пояснения необходимости применения данного функционального элемента обратимся к рис. 5.2.

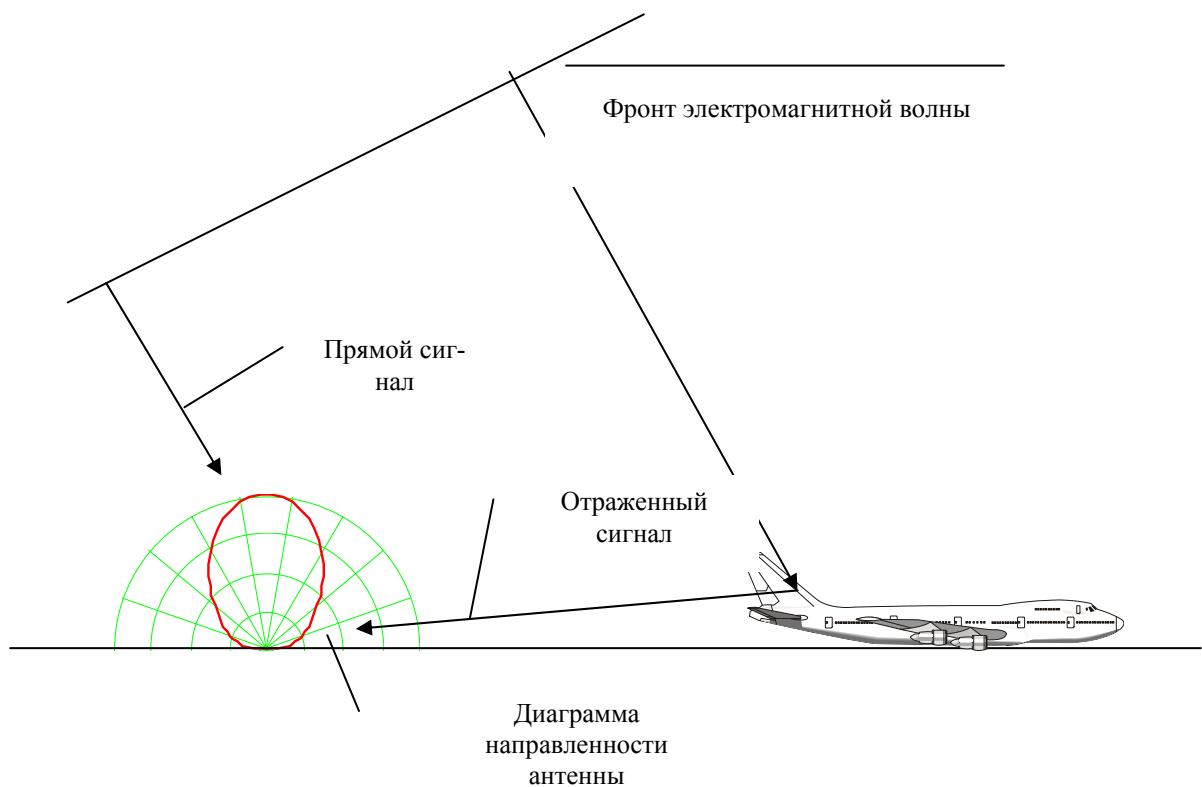


Рис. 5. 2. Схема воздействия прямого и отраженного сигналов на антенну

В силу того, что навигационные спутники находятся на высоте около 20000 км, излучаемые или электромагнитные колебания достигнут поверхности земли в виде плоских электромагнитных волн. Электромагнитные волны поступают в антенный тракт как в виде прямых волн, из которых извлекается требуемая информация, так и в виде волн отраженных от предметов окружающих антенну (рис. 5. 2).

В результате в тракте антенны имеет место векторное сложение полезного и мешающего электромагнитных колебаний (рис. 5. 3), что приводит к дополнительным ошибкам при навигационных расчетах.

Из (рис. 5. 3 видно, что, например, электрическая составляющая отражений электромагнитной волны может прийти с любой амплитудой, поляризацией и фазой и привести к амплитудно-фазовому изменению прямой электромагнитной волны.

Существует несколько мер для ослабления этого явления: выбор места размещения антенны, установление специальных отражающих или поглощающих щитов, формирование специального рельефа местности вокруг антенны, формирование диаграммы направленности антенны специальной формы.

Оценим влияние многолучевого распространения следующим образом.

Будем полагать антенна ККС не должна принимать электромагнитные колебания в

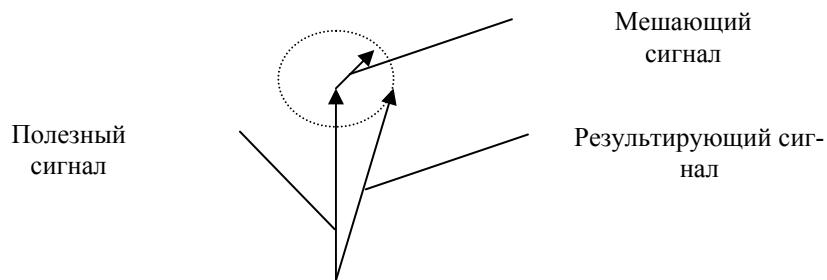


Рис. 5. 3. Механизм взаимодействия полезного и мешающего сигналов

секторе $+5^\circ$ и ниже от линии горизонта. Сигналы, отраженные от местных предметов можно рассматривать как электромагнитные волны вторичных источников излучения. В этом случае к антенне GNSS и вторичному источнику излучения можно применить формулу «идеальной радиопередачи» между двумя антеннами и оценить степень воздействия интенсивности сигнала вторичного источника на прямой сигнал поступающей с навигационного спутника.

Развязка между антенной ККС и вторичным источником в предположении, что они находятся над идеально проводящей поверхностью, выраженная в децибелах записывается выражением [64]

$$X_{розв} = G_1 + G_2 + \Phi + P,$$

где G_1 - коэффициент усиления пассивной антенны GNSS; G_2 - коэффициент усиления антенны вторичного источника; $\Phi = 20 \lg \frac{\lambda}{4 \cdot \pi \cdot R}$ - пространственный фактор; P - поляризационный фактор; λ - длина волны; R - расстояние между антеннами.

Полагая, что антенна вторичного источника изотропный излучатель (G_2 [дБ]=0), поляризационный фактор P [дБ]=0 видим, что, например, параметр развязки зависит от коэффициента усиления пассивной антенны ККС в направлении приема сигнала вторичного источника, длины волны и расстояния между антенной ККС и вторичным источником излучения. На рис. 5.4 приведена зависимость $\Phi (R)$ при $\lambda = 0,19$ м (R дано в метрах).

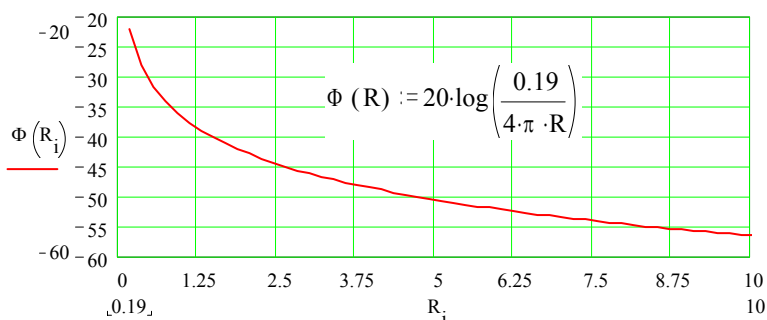


Рис. 5.4. Зависимость пространственного фактора от расстояния между антенной ККС и вторичным источником излучения

В силу того, что зависимость на рис. 5.4 отражает характер интенсивности мешающего сигнала приходящего с одного направления, а антенна в азимутальной плоскости всенаправленная величина развязки может изменяться в худшую сторону, поскольку любая неровность поверхности соизмеримая с длиной волны будет являться вторичным источником излучения. Поэтому вблизи антенны GNSS целесообразно установить специальную периодическую структуру, увеличивающую абсолютные значения развязки. Эффективные действия такой структуры будут проявляться на расстояниях порядка двух длин волн от фазового центра антенны. Увеличение развязки можно ожидать на 5-10 дБ и окончательная величина может быть определена только экспериментальным путем.

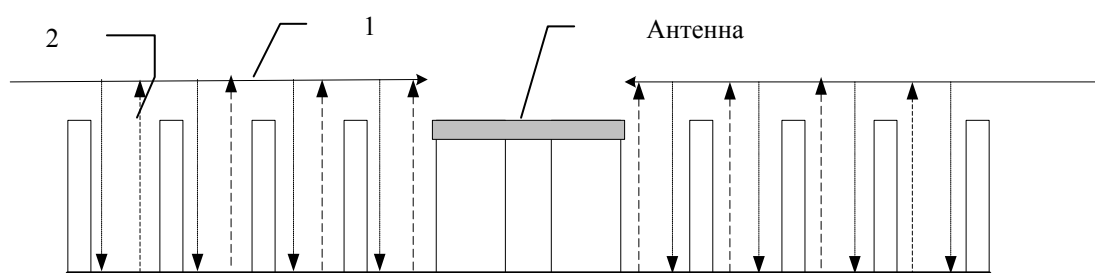


Рис. 5.5. Антенна со структурой подавления многолучевости

Периодическая структура изображена на рис. 5.5. Принцип действия структуры состоит в следующем. Электромагнитная волна 1, распространяющаяся в направлении антенны, на ребрах структуры разделяется на составляющие 2 и складывается с 1 в противофазе. В результате периодического повторения результирующий сигнал поступающий в антенну ослабляется. Внешний вид антенны с периодической структурой приведен на рис. 5.5. В структуре высота ребер выбрана около четверти длины волны, диаметр структуры- 400 мм.

5.1.5 Радиотехнический модуль

На навигационных GPS, ГЛОНАСС и геостационарных спутниках формируются и излучаются следующие сигналы

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,I}} \cdot D_i(t) \cdot C_i(t) \cdot \cos(\omega_{L1} \cdot t + \theta) + \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot D_i(t) \cdot P_i(t) \cdot \sin(\omega_{L1} \cdot t + \theta); \quad (5.2)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot D_i(t) \cdot P_i(t) \cdot \sin(\omega_{L2} \cdot t + \theta); \quad (5.3)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,I}} \cdot D_i(t) \cdot C_i(t) \cdot \cos(\omega_{L5} \cdot t + \theta) + \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot C_i(t) \cdot \sin(\omega_{L5} \cdot t + \theta); \quad (5.4)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_i} \cdot D_{i,ГЛ}(t) \cdot C(t) \cdot \cos(\omega_{i,L1} \cdot t + \theta_i); \quad (5.5)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_i} \cdot D_{i,ГЛ}(t) \cdot C(t) \cdot \cos(\omega_{i,L2} \cdot t + \theta_i); \quad (5.6)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,Geo}} \cdot D_{i,Geo}(t) \cdot C_{i,Geo}(t) \cdot \cos(\omega_{L1} \cdot t + \theta), \quad (5.7)$$

где $s_i(t)$ -сигнал i -го спутника; t -системное время соответствующего спутника; $P_{i,I}$ - мощность синфазной составляющей i -го спутника GPS; $D_i(t)$ -данные i -го спутника GPS; $C_i(t)$ - C/A- код i -го спутника GPS; ω_{L1} - круговая частота спутника GPS, соответствующая частоте $L1$ с учетом доплеровского сдвига; θ -начальный фазовый сдвиг; $P_{i,Q}$ - мощность квадратурной составляющей i -го спутника GPS; $P_i(t)$ - P - код i -го спутника GPS; ω_{L2} - круговая частота спутника GPS, соответствующая частоте $L2$ с учетом доплеровского сдвига; ω_{L5} - круговая частота спутника GPS, соответствующая частоте $L5$ с учетом доплеровского сдвига; P_i - мощность сигнала i -го спутника ГЛОНАСС; $D_{i,ГЛ}(t)$ -данные i -го спутника ГЛОНАСС; $C(t)$ - код спутника ГЛОНАСС; $\omega_{i,L1}$ - круговая частота i -го спутника ГЛОНАСС, соответствующая частоте $L1$ с учетом доплеровского сдвига; $\omega_{i,L2}$ - круговая частота i -го спутника ГЛОНАСС, соответствующая частоте $L2$ с учетом доплеровского сдвига; $P_{i,Geo}$ -мощность сигнала геостационарного спутника; $D_{i,Geo}(t)$ -данные геостационарного спутника; $C_{i,Geo}(t)$ - код геостационарного спутника.

В выражениях ((5.2-5.4) составляющие сигнала $D(t)$ (индексы упущены) в идеализированном виде представляют данные, передаваемые навигационными спутниками в виде символов с амплитудой ± 1 , длительностью 20 миллисекунд и частотой следования 50 Гц. Составляющие $C_i(t)$ есть псевдослучайные последовательности символов с амплитудой ± 1 , дли-

тельностью 0.97752 микросекунд, частотой следования 1.023 МГц, периодом повторения 1 миллисекунда. Составляющие $P_i(t)$ есть псевдослучайные последовательности символов с амплитудой ± 1 , длительностью 0.097752 микросекунд, частотой следования 10.23 МГц, периодом повторения 7 суток. В формуле (5.5, 5.6) составляющая сигнала $D(t)$ (индексы опущены) в идеализированном виде представляют данные, передаваемые спутниками в виде символов с амплитудой ± 1 , длительностью 20 миллисекунд и частотой следования 50 Гц. Составляющие $C(t)$ есть псевдослучайные последовательности символов с амплитудой ± 1 , длительностью 1.9569 микросекунд, частотой следования 0.511 МГц, периодом повторения 1 миллисекунда. В формуле (5.7) составляющая сигнала $D(t)$ (индексы опущены) в идеализированном виде представляют данные, передаваемые геостационарными спутниками в виде символов с амплитудой ± 1 и частотой следования 250 бит/с. Составляющие $C(t)$ есть псевдослучайные последовательности символов с амплитудой ± 1 , длительностью 0.97752 микросекунд, частотой следования 1.023 МГц, периодом повторения 1 миллисекунда.

Сигналы ((5.2-5.7) получили название- сигналов с расширенным спектром (spread-spectrum signal). Такие сигналы характеризуются следующими признаками: полоса частот, в которой передаются данные $D(t)$ значительно шире минимально необходимой; расширение спектра сигнала производится шумоподобными сигналами $C(t)$ или $P(t)$; восстановление данных в приемнике производится путем сопоставления принятого сигнала с его копией после синхронизации. При восстановлении сигнала происходит сужение спектра и выделение полезного сигнала из шумов.

На вход приемника потребителя сигналы ((5.2-5.7) поступают с задержкой из-за времени распространения, измененной на величину доплеровского сдвига несущей частотой из-за взаимного перемещения спутников и приемника потребителя. Кроме того, интенсивность сигналов на поверхности земли и околоземном пространстве ниже уровня естественных шумов. В цепях приемника сигналы навигационных спутников подвергаются специальной цифровой обработке с использованием различных алгоритмов [8, 9, 56, 65, 66, 67,]

В зависимости от класса навигационный приемник принимает и обрабатывает сигналы от всех или от части спутников.

В качестве примера реализации радиотехнического модуля рассмотрим аналоговую часть приемника системы ГЛОНАСС с двойным преобразованием частоты (рис. 5. 6) [28].

На входе аналоговой части приемника имеется общий смеситель, на который поступают сигналы СВЧ принятые антенной и сигнал с синтезатора частоты, который в данном случае выполняет роль 1 гетеродина.

После переноса общим смесителем сигналов, принимаемых со всех видимых навигационных спутников на первую промежуточную частоту, их фильтрации и усиления усилителем первой промежуточной частоты сигналы поступают на смесители i -тых каналов, каждый из которых преобразует частоту только i -го спутника. На эти же смесители поступают сигналы второго гетеродина, выработанные синтезатором частоты. Сигналы перенесенные на вторую промежуточную частоту, фильтруются, усиливаются усилителями второй промежуточной частоты и наступают на входы аналого-цифровых преобразователей (АЦП).

В АЦП сигналы преобразуются в цифровую форму и поступают для дальнейшей обработки на последующие устройства.

Следует подчеркнуть, что схемно-технических реализаций приемников может быть достаточно много. Например, может быть тройное преобразование частоты или одинарное. Потенциально имеется возможность, когда преобразование сигналов в цифровую форму будет происходить не на промежуточной частоте, а непосредственно на входе приемника (на СВЧ).

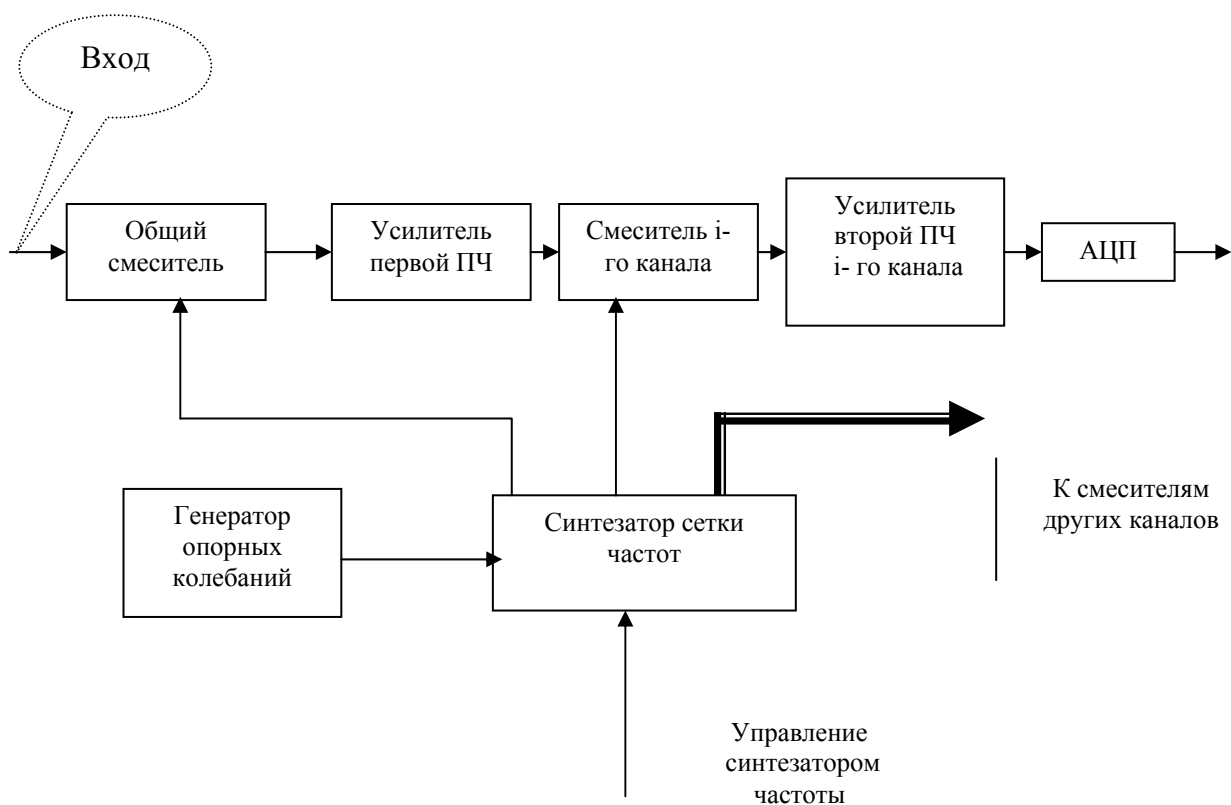


Рис. 5. 6. Схема аналоговой части приемника ГЛОНАСС

В заключении отметим, что одним из важнейших элементов приемника является генератор опорных колебаний от стабильности частоты, которого зависят точностные характеристики аппаратуры в целом.

5.1.6 Поиск и обнаружение сигнала навигационного спутника

Поиск, обнаружение и последующее слежение за сигналами осуществляется в условиях слабых, ниже уровня естественных шумов, сигналов спутников. Рассмотрим составляющие сигнала и шума при поиске и обнаружении.

Спектральная мощность шума в полосе частот один герц определяется соотношением

$$n_0 = k \cdot T_0 \text{ Вт/Гц}, \quad (5.8)$$

где $k = 1.3803 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/}^\circ\text{К}\cdot\text{Гц}$ - постоянная Больцмана; $T_0 = 290^\circ\text{К}$ – температура в градусах Кельвина (комнатная температура).

Отношение мощности сигнала к мощности шума

$$snr = \frac{s}{n \cdot b} \cdot g_A \cdot g_P (1 / \prod_1^i k_i), \quad (5.9)$$

где s - мощность сигнала в пространстве (Вт); n - мощность шума, приведенная к температуре T ; b - полоса пропускания (Гц); g_A - коэффициент усиления антенны; g_P - усиление сигнала за счет обработки (processing Gain); k_i – коэффициенты, обусловленные потерями в тракте приемника, аналогоцифровыми преобразованиями, другими факторами, влияющими на коэффициент шум; \prod - символ произведения.

Для каскадных структур расчеты по формулам вида (5.8, 5.9) для удобства ведут в логарифмическом масштабе (в децибелах). Для мощности от правых частей берутся $10\log(\cdot)$, для напряжения (или напряженности поля)- $20\log(\cdot)$.

Прохождение сигнала навигационного спутника схематично изображено на рис. 5. 7.

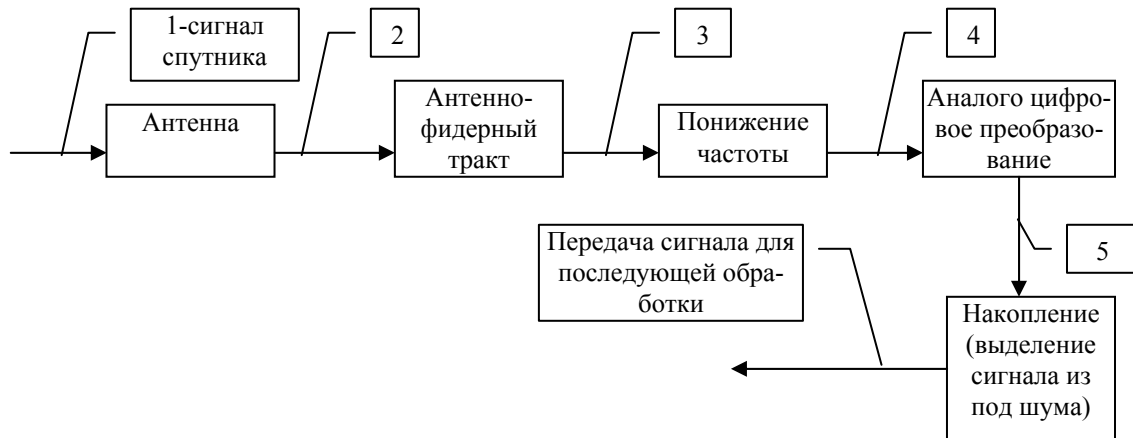


Рис. 5. 7. Схема прохождения сигнала в приемнике

Руководствуясь, рис. 5. 7 и формулой (5.9), запишем основные составляющие отношения мощности сигнала к мощности шума в децибелах

$$\frac{S}{N} = 10 \cdot \log(snr) = 10 \cdot \log s - 10 \cdot \log n - 10 \cdot \log b + 10 \cdot \log g_A + 10 \cdot \log g_P - \dots \quad (5.10)$$

$$- 10 \cdot \log k_1 - 10 \cdot \log k_2 - \dots$$

Отношение сигнал/шум в формуле (5.10) типично имеет следующие значения составляющих:

$C = 10 \cdot \log s = -160$ дБВт - минимальный уровень сигнала C/A-кода спутника GPS на поверхности земли на частоте $L1$, измеренный в точке 2 рис. 5.7 стандартной антенной ;

$N_0 = 10 \cdot \log n_0 = -204 \frac{\text{дБВт}}{\text{Гц}}$ - мощность шума при комнатной температуре в полосе частот 1 Гц;

$B = 10 \cdot \log b = 60.1$ дБГц - полоса частот приемника, равная 1.023 МГц;

$G_A = 10 \cdot \log g_A = \begin{cases} -2...7 \text{ дБ} \\ 7...40 \text{ дБ} \end{cases}$ - коэффициент усиления антенны без малошумящего усилителя мощности (верхняя строчка) и с малошумящим усилителем мощности;

$G_P = 10 \cdot \log g_P = 43$ дБ - усиление за счет обработки 20 последовательностей по 1023

символа при выделении 1 бита информации;

$K_1 = 10 \cdot \log k_1 = 1...2$ дБ - потери на реализацию аналогово-цифрового преобразования;

$K_2 = 10 \cdot \log k_2 = 1...5$ дБ - коэффициент шума приемника (noise figure).

Отметим, что в формуле (5.10) составляющие со знаком плюс характеризуют уровень сигнала, а со знаком минус - уровень шума.

Для обнаружения сигналов в приемнике осуществляется их поиск по частоте и задержке фазы кода или несущей частоты. Двухмерный поиск сигнала спутника может выполняться по следующему принципу. Пусть неопределенность в доплеровской частоте при частоте несущей 1575.42 МГц составляет ± 5000 Гц, генератор перестраивает доплеровскую частоту с дискретностью 500 Гц, задержка псевдослучайного кода в пределах 1 мсек составляет 1023 символа. Двухмерная модель поиска сигнала изображена на рис. 5.8.

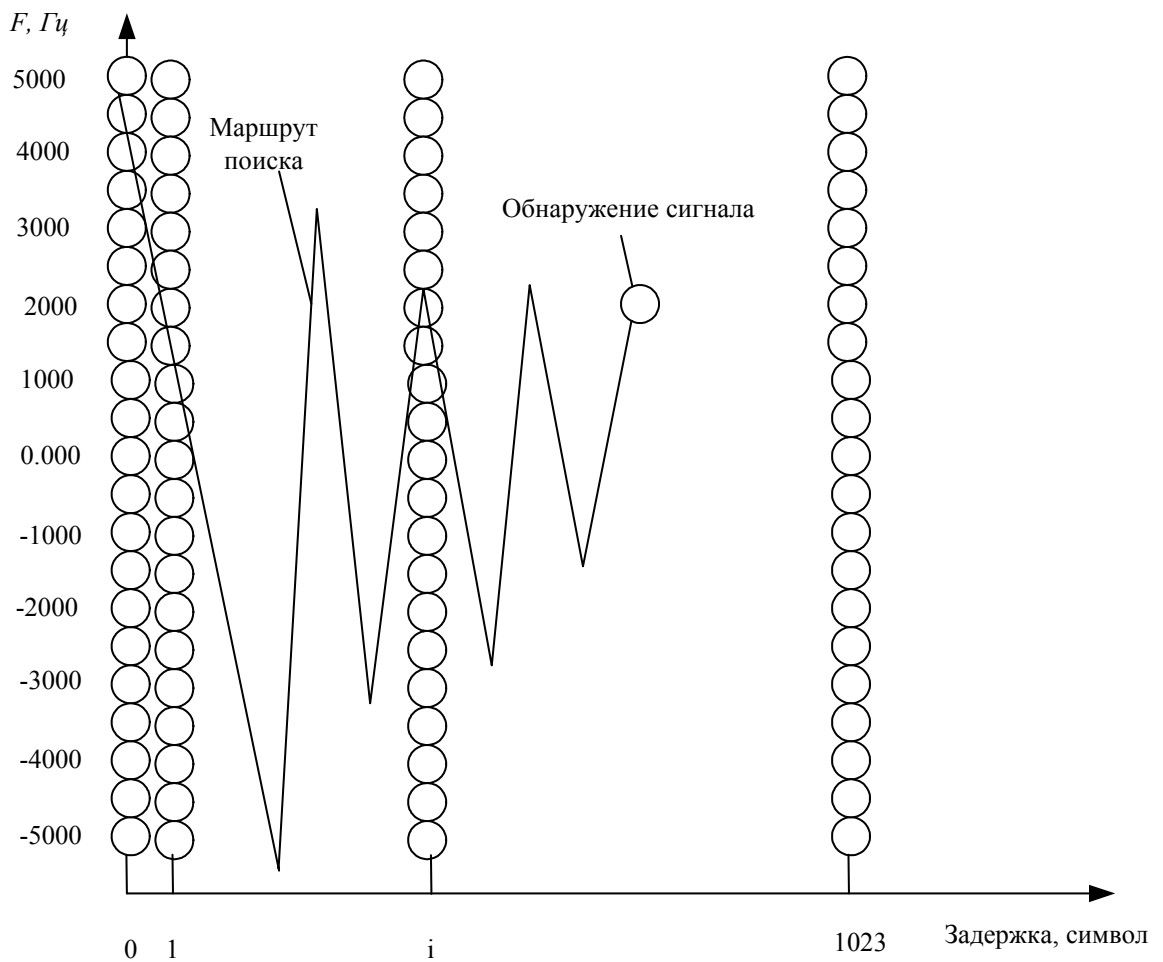


Рис. 5. 8. Двухмерная модель поиска сигнала

Процедура поиска состоит в следующем. Каждая ячейка на рис. 5. 8 характеризуется определенным значением доплеровской частоты и задержкой псевдослучайного кода на количество символов, изменяющееся от 0 до 1023. Аппаратным образом производится сканирование ячеек по определенному закону. Поиск сигнала может быть выполнен с помощью схемы изображенной на рис. 5.9.

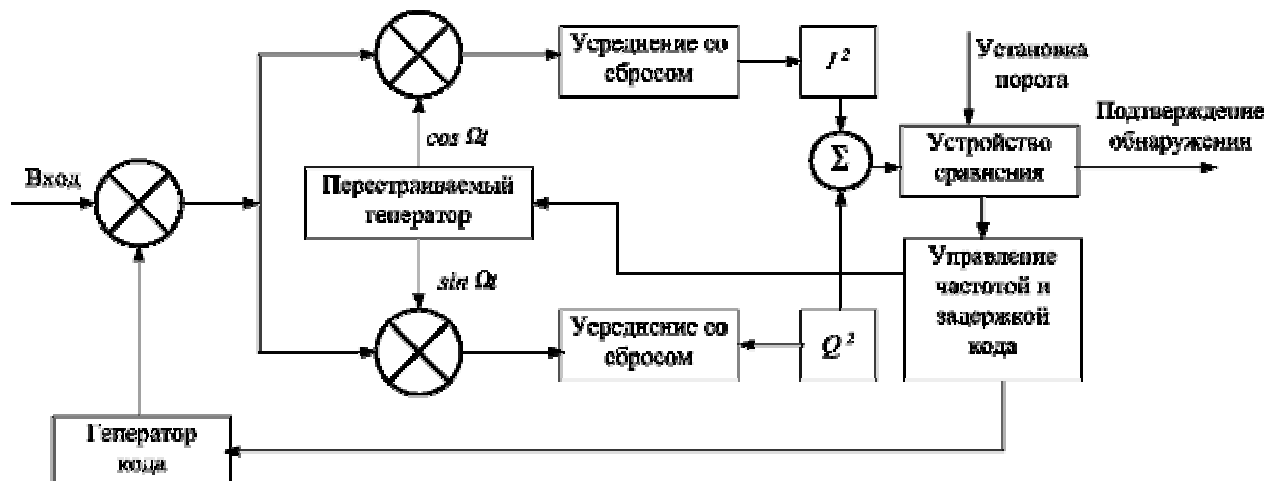


Рис. 5.9. Схема поиска сигнала

На умножитель (вход на рис. 5.9) поступает сигнал с навигационного спутника. На этот же умножитель подается копия псевдослучайного кода с генератора кода. Результирующий сигнал после фильтрации поступает на два умножителя. С перестраиваемого генератора на оба умножителя подаются в квадратуре косинусная и синусная составляющие доплеровской частоты. Сигналы, выработанные умножителями, усредняются. Синфазная I и квадратурная Q составляющие возводятся в квадрат, суммируются сумматором Σ и передаются в устройство сравнения, где сравниваются с заранее введенным порогом. Если сигнал сумматора больше уровня порога, то подтверждается обнаружение сигнала. При сигнале сумматора меньше уровня порога на устройство управления частотой и задержкой кода подаются соответствующие команды для изменения задержки кода и изменения частоты генератора перестройки. Причем, как правило, для каждого значения доплеровской частоты задержка кода при поиске сигнала изменяется от нуля до 1023 символов. Таким образом, перебирая ячейки на рис. 5. 8 осуществляется поиск сигнала спутника. Когда доплеровская частота и задержка копии псевдослучайного кода сигнала совпадут с сигналом спутника вырабатывается команда подтверждения обнаружения, процесс поиска прекращается и производится слежение за сигналом.

Алгоритмы поиска и обнаружения сигнала могут быть построены по различным принципам в зависимости от возможностей применяемых микросхем.

5.1.7 Слежение за сигналом навигационного спутника

Рассмотрим схемы слежения и сопровождения сигнала. Одна из возможных схем слежения за псевдослучайным кодом сигнала изображена на рис. 5.10. Входной сигнал в цифровой форме, содержащий псевдослучайный код одного из спутников поступает на умножители 1 и 2. На эти же умножители с цифрового генератора подаются косинусная и синусная составляющие промежуточной частоты. Генератор PRN кода содержит копию сигнала навигационного спутника, за кодом которого организуется слежение. Трехбитовый регистр сдвига, на который подается копия PRN кода, формирует опорные псевдослучайные последовательности: на выходах E и L опережающие и задержанные соответственно относительно выхода P на половину длительности символа PRN кода. В интеграторах за время накопления сигналов с умножителей 3...8 формируются синфазные I_E, I_P, I_L и квадратурные Q_E, Q_P, Q_L компоненты сигналы. Компоненты I_E, I_L, Q_E, Q_L используются для выработки сигнала ошибки, с помощью которого производится управление смещением генератора PRN кода. Компоненты I_P, Q_P передаются в последующие модули для дальнейшей обработки.

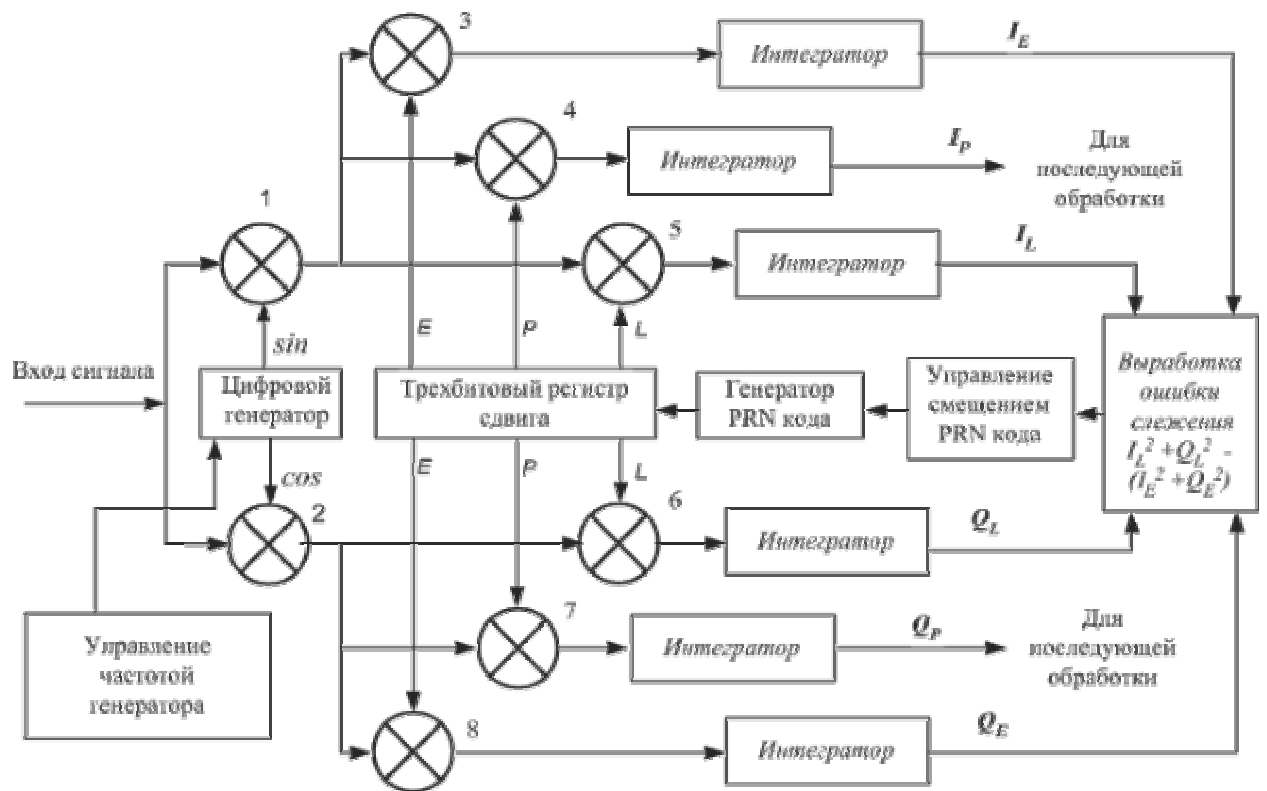


Рис. 5.10. Схема слежения за PRN кодом навигационного спутника

Одной из схем слежения за фазой сигнала спутника является схема Костаса [8 , 65] (рис. 5. 11). Предварительно обработанный сигнал навигационного спутника поступает на умножители 1 и 2, на которые подаются в квадратуре синусная и косинусная составляющие с цифрового генератора промежуточной частоты. После фильтрации оба сигнала поступают на умножители 3 и 4. На эти же умножители подается точный PRN код. Выработанные умножителями 3 и 4 сигналы накапливаются интеграторами со сбросом. Синфазная I и квадратурная Q составляющие поступают на модуль расчета фазы и через элемент управления фазой перестраивают цифровой генератор.

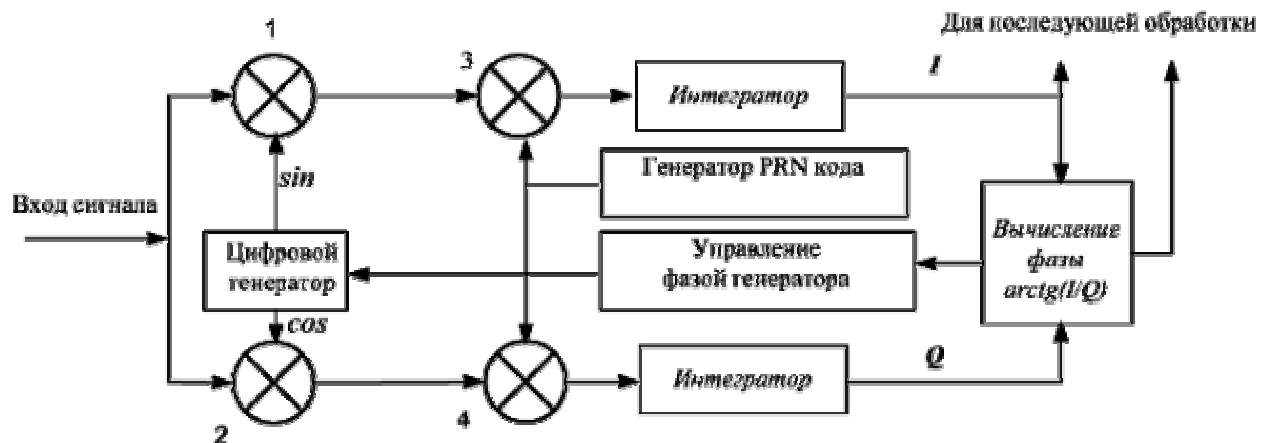


Рис. 5. 11. Схема Костаса

5.1.8 Совмещенные навигационные приемники

Спутниковые навигационные системы для повышения помехозащищенности и точности определения координат потребителя функционируют на нескольких частотах. Приведем одно из технических решений, совмещения частот $L1$ и $L2$ в GPS. В GPS частоты $L1$ и $L2$ кратны частоте 10. 23 МГц. Для $L1$ коэффициент кратности равен 154, для $L2$ – 120. Если учесть, что обработка сигналов навигационных спутников, как правило, проводится на пониженной промежуточной частоте и выбрать коэффициент кратности частоты гетеродина, равный $\left(\frac{154+120}{2}\right) = 137$, то обработка навигационной информации передаваемой на частотах $L1$ и $L2$ может проводиться на одинаковой промежуточной частоте. Обозначим:

$$\left. \begin{aligned} L_0 &= 10.23 \text{ МГц}; \\ L_1 &= 154 \cdot L_0 = 1575.42 \text{ МГц}; \\ L_2 &= 120 \cdot L_0 = 1227.6 \text{ МГц}; \\ L_{гет.} &= 137 \cdot L_0 = 14015.1 \text{ МГц}. \end{aligned} \right\} \quad (5.11)$$

Рассмотрим схему рис. 5.12. На умножители 1 и 2 подаются сигналы спутника на частотах $L1$ и $L2$ и сигнал гетеродина на частоте $L_{гет.}$. На выходах умножителей результирующие сигналы с учетом (5.11) запишутся

$$\begin{aligned} U_1 &= \cos(2\pi \cdot L_1) \cdot \cos(2\pi \cdot L_{гет.}) = \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 17 \cdot L_0) + \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 291 \cdot L_0), \\ U_2 &= \cos(2\pi \cdot L_2) \cdot \cos(2\pi \cdot L_{гет.}) = \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 17 \cdot L_0) + \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 257 \cdot L_0) \end{aligned} \quad (5.12)$$

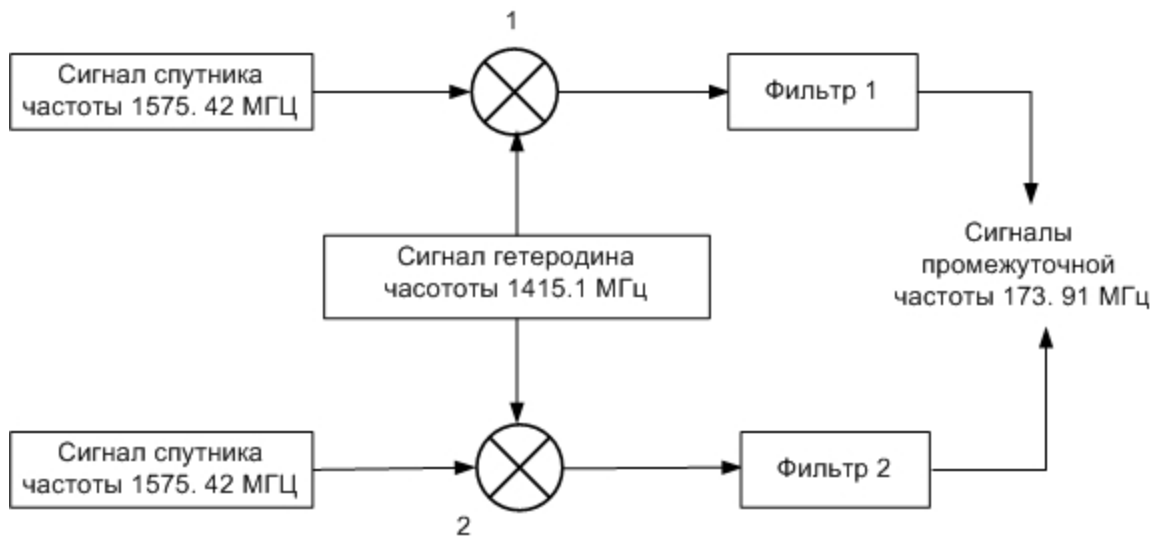


Рис. 5.12. Схема совмещения частот

После фильтрации фильтрами 1, 2 вторых слагаемых в (5.12) видим, что результирующие сигналы имеют одинаковые промежуточные частоты, равные $17 \cdot L_0 = 173.91$ МГц. Эти сигналы передаются для последующей обработки.

5.1.9 Демодуляция сообщений навигационных спутников ГЛОНАСС

Демодуляция навигационных сообщений спутников ГЛОНАСС производится в результате вторичной обработки навигационных сигналов. Как отмечалось ранее навигационный сигнал ГЛОНАСС формируется путем преобразования информационных символов в относительный код с частотой следования 50 бит/сек, сложением по модулю 2 с меандром частотой 100 Гц, сложением бидвоичного результирующего сигнала по модулю 2 с кодом стандартной точности (М-последовательностями) и модуляцией несущих частот результирующими последовательностями символов.

При демодуляции радионавигационного сигнала в аппаратуре потребителя необходимо правильно распорядиться всеми составляющими сигнала, чтобы извлечь из него содержательную часть навигационного сообщения.

Одна из схем, реализующая эти процедуры для сигналов ГЛОНАСС изображена на рис. 5. 13 [28].

В приведенной схеме сигнальная информация от коррелятора поступает на первые входы устройств выработки тактовой частоты бидвоичного кода, метки времени, выделения бидвоичного кода.

Тактовые импульсы бидвоичного кода поступают на вторые входы устройств выработки кода метки времени, выделения бидвоичного кода, выработки меандра частоты 100 Гц, выработки сигнальной частоты 50 Гц.

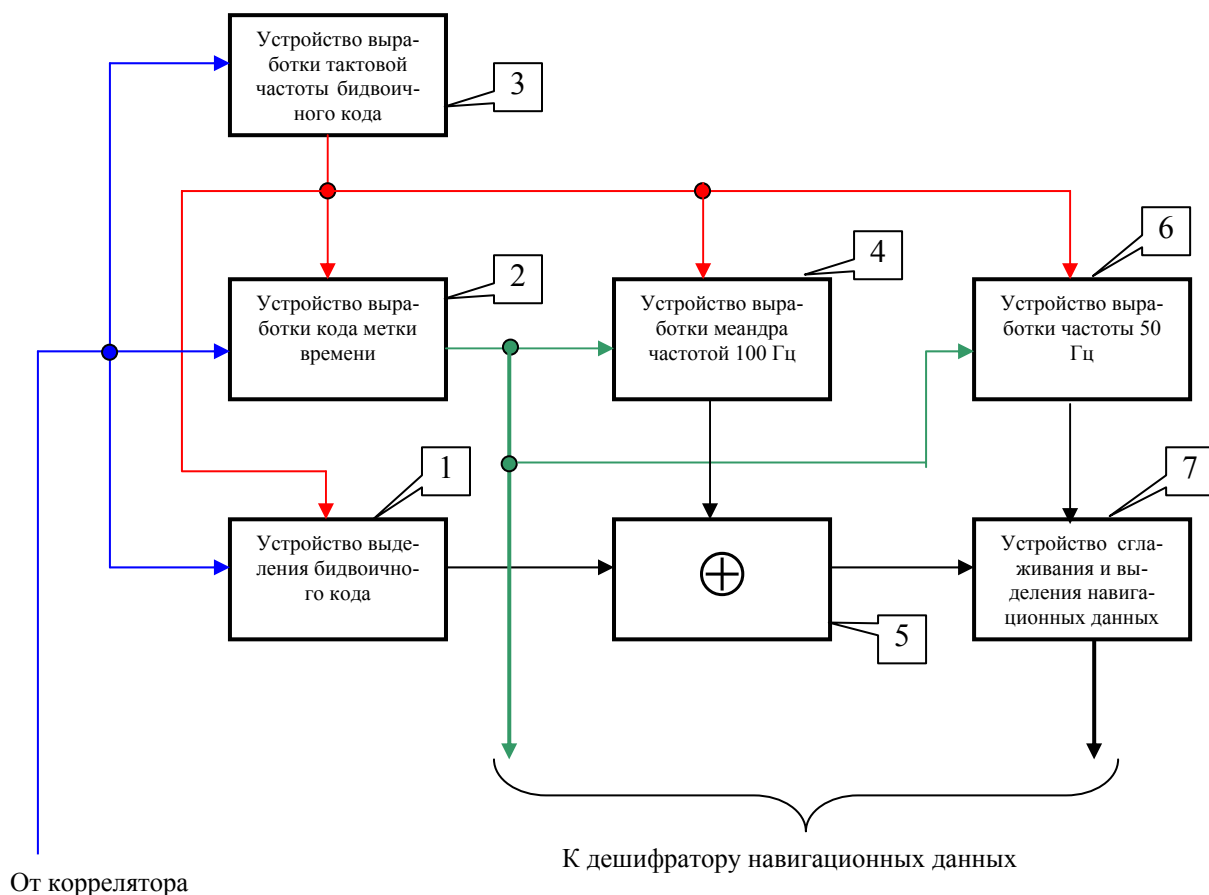


Рис. 5. 13. Схема демодуляции

Код метки времени с устройства 2 поступает на первые входы устройств выработки меандра частоты 100 Гц и сигнальной частоты 50 Гц (устройства 4 и 6 соответственно), а также на дешифратор.

Символы бидвоичного кода с выхода устройства 1 и меандровое колебаний частоты 100 Гц с устройства 4 складываются по модулю 2 в сумматоре 5. Результирующий сигнал есть восстановленный сигнал навигационных данных, переданных со спутника. Он для дополнительного сглаживания поступает на первый вход устройства 7; на второй вход которого поступают импульсы частотой 50 Гц с устройства 6.

С устройства 7 на дешифратор для дальнейшей обработки поступают информационные символы навигационного сообщения длительностью 20 миллисекунд с частотой 50 Гц. На дешифратор также поступают и импульсы кода метки времени с устройства 2.

Синхронизирующие импульсы устройства 3 определяют границы 10 миллисекундных интервалов интегрирования.

Импульсы, вырабатываемые устройством 2, синхронизированы с последним тридцатым импульсом кода метки времени и совпадают с двухсекундной меткой начала/окончания строки информационного сообщения.

5.1.10 Структура навигационного приемника GPS

Приведем на уровне структурной схемы приемник GPS фирмы Novatel (рис. 5.14) [62, 63]. По функциональному построению данный приемник имеет типичную обобщенную структуру построения, подобную рис. 5.1. Приемник определяет координаты, скорость, время. По трем com-портам осуществляет передачу команд, прием и запись информации по времени, альманаху и эфемеридам спутников GPS, EGNOS. Измеряет кодовую, фазовую псевдодальности и доплеровскую частоту. По измеренным данным производит расчет среднеквадратичных отклонений, измеряемых параметров и геометрические факторы. Важной составляющей приемника является навигационный вычислитель, включающий в себя сигнальный и 32-разрядный управляющий процессоры.

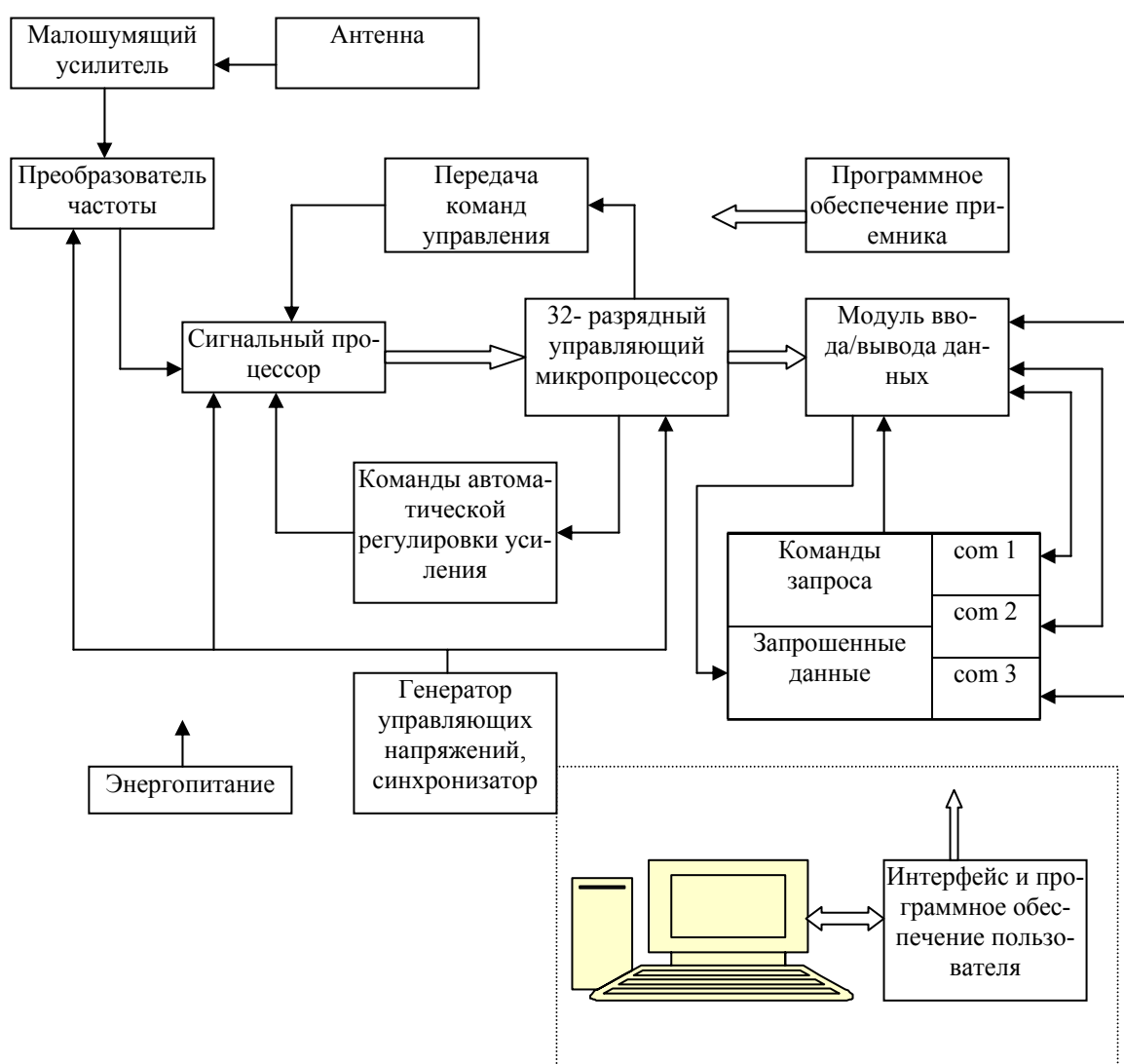


Рис. 5.14. Структурная схема приемника GPS

В навигационном вычислителе осуществляется решение задач по первичной и вторичной обработке навигационной информации, поступающей со спутников, а также управление потоками информации между составляющими аппаратуры потребителя. Дополнительная об-

работка данных, получаемых с навигационного приемника может осуществляться как программным обеспечением поддерживающим форматы NMEA и RINEX, так и по программам пользователя, поскольку форматы выдачи данных в кодах ASCII и BINARI предоставляются разработчиками приемников.

5.2 Авиационные DGNSS

5.2.1 Концепция построения авиационной DGNSS

Технология спутниковой навигации является одной из наиболее динамично развивающихся спутниковых технологий. Уже первые исследования, проведенные в Украине, подтвердили, что обеспечение необходимой точности определения местонахождения транспортных средств, особенно авиации, требует использования дифференциального режима спутниковых систем радионавигации. В ограниченной зоне действия (до 50 км) применение дифференциального режима может обеспечить выполнение требований стандартов и рекомендованной практики ИКАО для задачи обеспечения точных заходов на посадку по первой категории метеоминимума.

Эта задача решается локальными контрольно-корректирующими станциями (ККС). Под термином локальная понимается, что в зоне видимости станции и в зоне видимости воздушного судна во время проведения навигационных определений находятся одни и те же спутники, для которых станция вырабатывает корректирующую информацию (термин корректирующая). Под термином контрольная и корректирующая понимается, что станция выполняет функции контроля за состоянием навигационных спутников, вырабатывает информацию о целостности, надежности, эксплуатационной готовности, точности, доступности GNSS и совместно с поправками к псевдодальности и скорости передает эту информацию потребителям.

В настоящее время техника локальных контрольно-корректирующих станций, обеспечивающих точные заходы на посадку, из стадии обсуждения концепций и экспериментальных исследований перешла в стадию разработки опытных образцов и практического применения. Так, например, на базе локальных контрольно-корректирующих станций разрабатывается национальная система навигации и посадки воздушных судов в ФРГ, находятся в федеральном авиационном управлении США на сертификации контрольно-корректирующие станции DIAS-3100 DGPS и APR-4000 DGPS, разработанные фирмами Raytheon System Co. (США) и Roswell Collins (США) соответственно; введены в эксплуатацию в нескольких портах США и Канады контрольно-корректирующие станции SLS-2000 фирмы Honeywell (США), обеспечивающие заход на посадку по специальной первой категории метеоминимума SCAT I, активно разрабатываются контрольно-корректирующие станции для обеспече-

ния точных заходов на посадку во Франции и в ряде других стран. Специалистами Бюро ИКАО по GNSS (GNSSP) разработаны Стандарты и Рекомендованная практика по GNSS, содержащие требования к наземным локальным системам обеспечения навигации и посадки вплоть до точного захода на посадку по первой категории метеоминимума. Бюро ИКАО по GNSS в ближайшее время планирует, учитывая темпы развития техники локальных контрольно-корректирующих станций, разработать проекты Стандартов и рекомендованной практики для осуществления посредством дифференциальной спутниковой навигации точных заходов на посадку по второй и третьей категориям метеоминимума .

Ускоренные темпы развития технологии спутниковой навигации, включая технику локальных контрольно-корректирующих станций, позволяют прогнозировать, что после ввода в 2001-2008 гг. в эксплуатацию систем широкозонного дополнения WAAS (США), EGNOS (Европейское сообщество), системы контрольно-корректирующих станций LAAS (США), Европейского созвездия навигационных спутников GALILEO задача перехода к спутниковой навигации, как к единому виду аэронавигации и аэронавигационного обслуживания гражданских и военных воздушных судов будет решена ранее 2015 г. Первым этапом на этом пути будет исключение из состава аэродромного оборудования ненаправленных радиомаяков (NDB), ОВЧ-радиомаяков (VOR) и эволюционная замена ILS и MLC локальными контрольно-корректирующими станциями .

Состав ККС определяется ее функциями и включает (рис. 5.15):

антенны GNSS, обеспечивающие прием, селекцию и усиление радионавигационных сигналов со спутников;

навигационные приемники для первичной и вторичной обработки навигационных сигналов, объединенные, например, в блок GNSS датчиков;

вычислительное устройство (блок обработки данных), осуществляющее интегральную обработку информации с блока GNSS датчиков, выработку корректирующей информации, формирование данных для передачи на борт воздушного судна, выработку соответствующих типов сообщений, предусмотренных применяемыми стандартами;

передатчик ОВЧ-диапазона;

антенну ОВЧ-диапазона;

контрольный приемник ОВЧ-диапазона.

Концепция построения ККС по схеме приведенной на рис. 5.15 характеризуется следующими принципиальными особенностями.

Центральным звеном ККС является *блок обработки данных*, который представляет собой специализированное вычислительное устройство (промышленный компьютер). Программное обеспечение блока обработки данных решает задачи по выработке и формирова-

нию корректирующей информации, а также обработке и предоставлению данных мониторинга (целостности, надежности, эксплуатационной готовности и доступности GNSS при требуемом уровне точности). Другими составляющими ККС- блок датчиков GNSS, передатчик корректирующей информации, контрольный приемник- являются источниками данных для блока обработки, либо потребителей информации, выработанной в блоке обработки данных. В блоке датчиков GNSS и блоке обработки данных нет явно выраженного основного и резервного функционального элемента. Все составляющие этих блоков несут равномерную функциональную нагрузку и при отказе элемента или группы элементов технические характеристики ККС остаются в допустимых пределах для нормального функционирования.

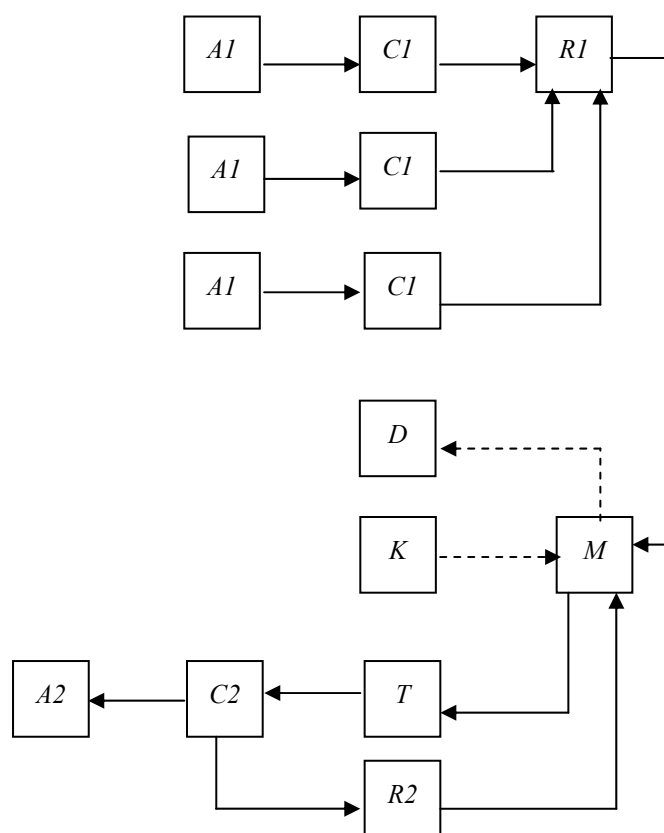


Рис. 5.15. Схема контрольно-корректирующей станции: A1- антенны GNSS; A2- антенна ОВЧ диапазона; C1- СВЧ тракт; R1- блок датчиков GNSS ; R2- контрольный приемник; M- блок обработки данных ; D- монитор ; K- клавиатура ; T- передатчик корректирующей информации.

Обеспечивается максимальная реализация принципа модульности, возможность практически безболезненной модернизации составных частей ККС, независимость выбора от требуемого стандарта форматирования корректирующей информации типа GNSS- приемников, так как эта операция осуществляется с помощью блока обработки данных и может быть осуществлена доработкой программного обеспечения, а не аппаратуры ККС.

Приведенная концепция схемно-конструктивного решения ККС следует из тенденций развития техники ККС для обеспечения точных заходов воздушных судов на посадку. Она

дает возможность модернизировать ККС для задачи обеспечения точных заходов на посадку по второй и третьей категории метеоминимума путем, например, наращивания вычислительной мощности блока обработки данных, совершенствования его программного обеспечения, использования более совершенных GNSS приемников и GNSS антенн, а также увеличения их количества.

5.2.2 Алгоритм функционирования ККС

Радионавигационные сигналы навигационных спутников принимаются тремя антеннами GNSS. Применение трех антенн обеспечивает повышенную надежность непрерывного функционирования ККС (минимально необходимыми являются две антенны) и уменьшение влияния многолучевого приема на точность дифференциальных поправок вследствие рандомизации многолучевого приема.

Сигналы с антенн GNSS через коаксиальные кабели поступают в навигационные приемники GNSS, расположенные в блоке датчиков GNSS. Выходные сигналы датчиков GNSS в виде "сырой" информации (измеренные псевдодальности и псевдоскорости до наблюдаемых навигационных спутников, время измерения, эфемериды навигационных спутников, альманах), а также вычисленные дифференциальные поправки к псевдодальностям и к скорости измерения псевдодальностей в форматах стандарта NMEA 0183 или другого стандарта, через многопроводные кабели и многоканальный преобразователь поступают в блок обработки данных. При этом в составе блока датчиков GNSS не выделяются основные и резервные навигационные приемники. Сигналы всех датчиков GNSS поступают в блок обработки данных. Избыточное количество датчиков GNSS (минимально необходимое - 2 комплекта) обеспечивает повышенную надежность непрерывного функционирования блока датчиков GNSS, а также возможность уменьшения погрешности значений измеренных псевдодальностей к наблюдаемым навигационным спутникам путем усреднения при обработке выходных данных блока датчиков GNSS в блоке обработки данных. Кроме того, при количестве датчиков GNSS больше двух возникает возможность контроля качества их функционирования путем сопоставления их выходных сигналов. Поскольку вероятность одновременного (в течение короткого интервала времени) отказа двух датчиков GNSS крайне мала по сравнению с вероятностью отказа одного из датчиков GNSS, то выход за установленные пределы различия выходных сигналов датчиков GNSS позволяет установить отказавший элемент. Вероятность обнаружения подобным образом отказавшего датчика GNSS возрастает с увеличением их количества. С увеличением количества датчиков GNSS появляется возможность уменьшения погрешности определения псевдодальностей при обработке выходных сигналов в блоке об-

работки данных, обусловленная объемом выборки случайных величин, какими вследствие влияния шумов, являются измеренные псевдодальности.

В блоке обработки данных вычисляет дифференциальные поправки к псевдодальностям до навигационным спутникам и скоростям изменения псевдодальностей, оцениваются погрешности дифференциальных поправок, определяется здоровье навигационных спутников в соответствии с критериями для точного захода на посадку, а также другие данные, входящие в состав корректирующей информации, и формируются сообщения соответствующего типа. Блок обработки данных осуществляет также контроль штатного функционирования блока датчиков GNSS, контрольного приемника ОВЧ-диапазона и передатчика корректирующей информации, обеспечивает связь с системой управления.

Сформированные в блоке обработки данных типы сообщений с корректирующей информацией через соответствующий порт интерфейса RS-232 или RS-422 поступают на вход передатчика ОВЧ-диапазона.

В передатчике корректирующей информации генерируется несущее высокочастотное колебание, которое модулируется поступившим на его вход выходным сигналом блока обработки данных, а также усиливается модулированный радиосигнал. С выхода передатчика радиосигнал с корректирующей информацией через всенаправленную антенну ОВЧ-диапазона излучается в эфир.

Контрольный приемник ОВЧ-диапазона осуществляет прием излученного радиосигнала с корректирующей информацией, демодулирует принятый сигнал и направляет в блок обработки данных цифровую информацию, представляющую собой корректирующую информацию, поступающую на вход бортового GNSS приемника.

В блоке обработки данных корректирующая информация, поступившая с контрольного приемника ОВЧ-диапазона, сопоставляется с корректирующей информацией, поступившей на вход передатчика корректирующей информации, и по степени их соответствия друг другу делается вывод о штатном или нештатном функционировании передатчика корректирующей информации. Таким образом, осуществляется непрерывный контроль штатного функционирования передатчика корректирующей информации. При резервировании передатчика корректирующей информации и контрольного приемника ОВЧ-диапазона (в случае, если их среднее время наработки на отказ менее 30-40 тысяч часов) алгоритм контроля качества корректирующей информации, поступающей в бортовые системы навигации и посадки усложняется. Дело в том, что в этом случае различие корректирующей информации, поступившей на вход передатчика корректирующей информации и корректирующей информации на выходе контрольного приемника ОВЧ-диапазона, может быть обусловлено отказом приемника. Поэтому при наличии отличий должно произойти переключение на резервный кон-

трольный приемник ОВЧ-диапазона. Наличие отличий и в этом случае свидетельствует об отказе передатчика корректирующей информации и о необходимости перехода на резервный передатчик корректирующей информации.

Как следует из рис. 5.15, в состав ККС входят *клавиатура* и *монитор*, которые используются при проведении ремонтных и профилактических работ.

Конструктивно аппаратура ККС рис. 5.16, исключая антенны, может располагаться в двух шкафах. В одном из них, к которому подключаются антенны GNSS, располагаются блок датчиков GNSS, блок обработки данных, выдвижная клавиатура и монитор. Во втором шкафу, к которому подключаются антенны ОВЧ-диапазона, располагается аппаратура (передающая и принимающая) радиоканала передачи корректирующей информации.

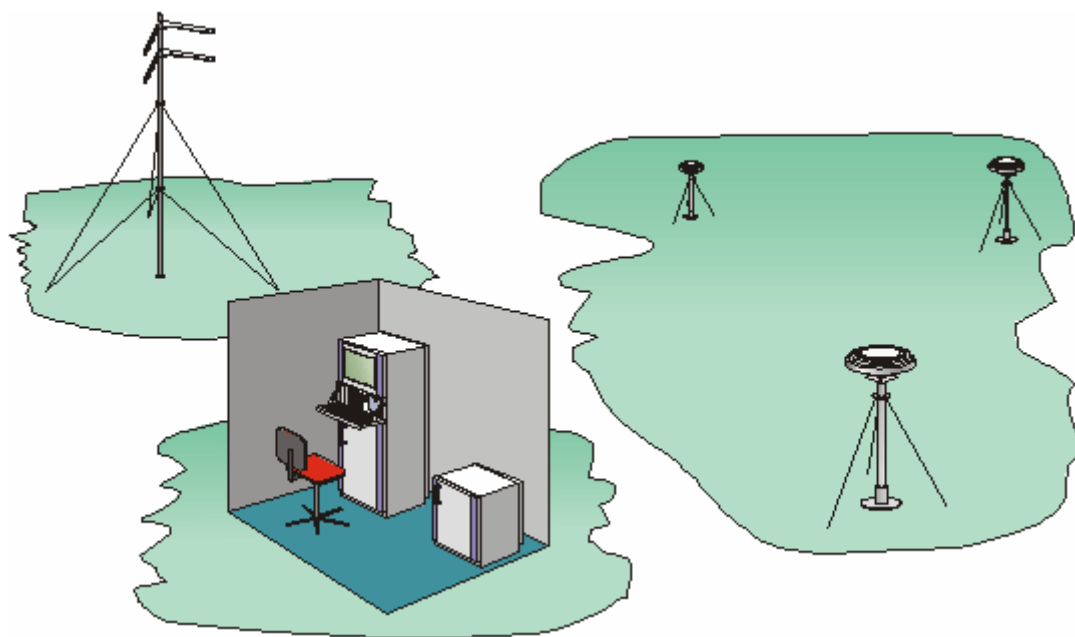


Рис. 5.16. Схема расположения аппаратуры контрольно-корректирующей станции

5.2.3 Алгоритмы контроля целостности наземных функциональных дополнений

Одна из основных функций наземного функционального дополнения GBAS заключается в выработке и передаче воздушным судам дифференциальных поправок. При этом обязателен контроль наличия ошибок (сбоев, отказов) в сигналах спутников, собственно дополнения GBAS и оповещение о них пользователей в течение 3 секунд. GBAS должна гарантировать, что все дальномерные источники, для которых передаются дифференциальные поправки, являются безопасными для пользователя и могут использоваться для навигационных определений.

Наземное функциональное дополнение GBAS должно иметь инструментарий для выявления ошибок. Одним из примеров такого инструментария может служить стенд контроля

целостности (IMT) системы LAAS Стенфордского университета [68]. Стенд IMT постоянно совершенствуется, путем дополнения и уточнения алгоритмов и вычислительных программ.

Стенд контроля целостности состоит из трех GPS антенн, трех GPS приемников диапазона L1 и вычислительной станции, обрабатывающей результаты измерений, выполняемые GPS приемниками. Рабочая станция выполнена на процессорной плате с двумя микропроцессорами и многоканальной плате последовательного интерфейса, что позволит осуществлять быструю и надежную обработку результатов измерений и подключение к измеряющей и передающей аппаратуре. В качестве операционной системы используется Linux 7.x

Стенда контроля целостности содержит следующие блоки.

Блок SISRAD (Signal-in-Space Receive and Decode) обеспечивающий связь между GPS приемниками и процессором мониторинга. Он преобразует сырые измерения приемника в структуру данных для дальнейшей обработки. Сырая информация включает измерения фазы несущей частоты, псевдодальностей, которые обрабатываются совместно с декодированными навигационными, принятыми со спутников.

Блоки SQR (Signal Quality Receiver) и SQM (Signal Quality Monitoring) контролируют уровни мощности сигналов спутников и проверяют наличие плохих спутниковых сигналов путем отслеживания C/A кода при помощи многократного коррелятора.

Операция сглаживания (smoothing) выполняется над сырыми измерениями с помощью FIR(finite impulse response) фильтров (в отечественной литературе фильтры с конечной импульсной характеристикой), которые используют фазу несущей для сглаживания. Эта процедура осуществляется вместе с мониторингом сырых псевдодальностей. Входными данными в фильтрах являются сырые псевдодальности, номера отсчетов, фаза несущей, количество отсчетов, постоянная времени. Выходными- сглаженная псевдодальность, как функция отсчетов.

Блок MQM (Measurement Quality Monitoring) осуществляет проверки псевдодальности и фазы несущей отдельно. Из измеренной псевдодальности для каждой эпохи вычитается предполагаемая псевдодальность для этой эпохи, полученная с помощью сглаживающего фильтра из значений псевдодальностей для предыдущих эпох. Разность сопоставляется с порогом, который определяется уровнем шума псевдодальностей. Операция именуется инновационным тестом.

Мониторинг часов осуществляется путем использования фазы несущей. Модель второго порядка конструируется из десяти последних изменений, полученных при частоте обновления равной 2 герцам. Расхождение кодовых и фазовых измерений также контролируется, используя скользящее усреднение в течение 200 секунд для оценки темпа расхождения.

Блок DQM (Data Quality Monitoring) является ответственным за контроль навигационных сообщений. Проверка точности эфемерид и поправок к часам спутника является особенно важной. Декодированные данные из навигационного сообщения контролируются посредством проверки на четность. Когда новые эфемериды передаются, они сравниваются с предыдущими и на основе результатов сравнения определяется приемлемость последних данных.

Блок EXM (Executive Monitoring) использует результаты всех проверок и предпринимает соответствующие действия, если обнаруживается ошибка или сбой. Например, если ошибка фиксируется только одним GPS приемником для более чем одного спутника, то измерения этого GPS приемника не учитываются при формировании дифференциальных поправок. Если ошибка сигналов одного и того же спутника фиксируется двумя GPS приемниками, то этот спутник исключается из рассмотрения. Блок EXM продолжает следить за этим спутником и, если ошибка исчезает, то будут вырабатываться дифференциальные поправки. Эта процедура допускается только два раза. Если сбой имеет место три раза, то делается заключение, что спутник подлежит ремонту. Блок EXM постоянно формирует перечень "здоровых" спутников если ни один из GPS приемников не зафиксировал ошибки, после чего начинается следующий этап мониторинга целостности.

Блок EXM определяет, изолирует и устраняет источники ошибок с целью обеспечения требуемого значения целостности и минимизирует вероятность ложной тревоги, которая ведет к ухудшению непрерывности функционирования.

Операция вычисления дифференциальных поправок (Corection generation) . Поправки для псевдодальностей и фазы несущей вычисляются как разность между измеренными и вычисленными на основе эфемерид и времени навигационных данных. Вычисленные для каждого GPS приемника дифференциальные поправки затем подлежат операции усреднения.

Блок MRCC (Multiple Reference Consistency Check) сравнивает между собой поправки к псевдодальностям и фазе несущей, полученные от каждого GPS приемника. Это осуществляется при помощи "В-значений", которые дают количественное представление насколько хорошо согласуются между собой дифференциальные поправки, полученные для разных GPS приемников.

Блок σ - μ Monitor использует "В-значения" как входные сигналы и оценивает их средние значения и стандартное отклонение с целью проверки их нахождения в предварительно заданных пределах. Данные с блока σ - μ Monitor поступают в блок EXM, в который с учетом результатов всех проверок вырабатывается окончательное решение об одобрении или исключении данных каждого из GPS приемников и видимых спутников. Одобренные данные поступают для передачи их пользователям.

Алгоритмы контроля целостности группируются в модули: SQM, DQM, MQM, MRCC, σ - μ monitor и MFRT. Их задача - обнаружение широкого диапазона ошибок в сигналах спутников и в наземной подсистеме GBAS.

Алгоритмы SQM включают в себя алгоритмы SQR посредством которых суммируется корреляция C/A кода в многоканального корреляторе. Результаты измерений исследуются при помощи других алгоритмов SQM, которые определяют отсутствие или наличие ошибок в спутниковых сигналах по форме корреляционного пика. Кроме того, SQM содержит алгоритмы, задача которых состоит в проверке уровня спутникового сигнала, а также в проверке расхождения кодовых и фазовых измерений.

Контроль мощности сигнала основывается на усреднении, определенных GPS приемниками значений соотношений сигнал/шум (C/N₀) для каждого канала (GPS приемник плюс один спутник) в текущей предыдущей точках.

Усредненное значение C/N₀ сравнивается порогом. Если среднее значение превышает порог, то спутниковый сигнал проходит эту проверку. Порог вычисляется следующим образом: усредненные значения C/N₀ группируются в 7 групп в соответствии с углом места: менее 5°, в пределах 5° и 15°, в пределах 15° и 25°, в пределах 25° и 35°, в пределах 35° и 45°, в пределах 45° и 60° и больше 60°. Затем вычисляются средние значения (μ) и стандартного отклонения (σ). За порог в каждой группе принимается величина $\mu - 6\sigma$.

Алгоритм DQM. Цель алгоритмов DQM заключается в проверке истинности навигационных данных. Посредством алгоритмов DQM непрерывно проверяется достоверность данных об эфемеридах спутников и о поправках к часам спутников. Для вновь появившихся спутников DQM сравнивает орбиту спутника в течение следующих 6 часов с 5 минутным интервалом, основывающимся на новых эфемеридах с вычисленными на основе альманаха, и гарантирует установленную точность альманаха (не более 7 км). При обновлении эфемерид (обычно через каждые 2 часа) DQM сравнивает местоположение спутника на основе старых и новых эфемерид, чтобы гарантировать, что новые эфемериды согласуются со старыми эфемеридами.

Алгоритмы MQM предназначены для проверки согласованности результатов кодовых измерений псевдодальности и измерения фазы несущей в течение нескольких последних эпох, для того чтобы обнаружить внезапные ошибки, обусловленные сбоями спутниковых сигналов или наземной подсистемы GBAS. Алгоритмы MQM обеспечивают следующие виды контроля: Receiver Lock Time Check, Carrier Acceleration-Step test и Carrier – Smoothed Code (CSC) Innovation test. В совокупности они генерируют один флаг на канал, если какой-нибудь из этих трех тестов не удовлетворяется.

Алгоритм контроля «Receiver Lock Time Check» обеспечивает непрерывный захват фазы приемника путем вычисления различия времен захвата, сообщаемых GPS приемниками.

Алгоритм контроля «Carrier – Smoothed Code test» обеспечивает сглаживание фазой и вычисление дифференциальных поправок.

Алгоритм контроля «Carrier Acceleration-Step Test» предназначен обнаруживать чрезмерно быстрые изменения фазы несущей, которые могут обусловить ошибки дифференциальных поправок.

Алгоритм контроля «CSC Test» используется, чтобы обнаружить кратковременные (импульсного характера) ошибки измерений сырых псевдодальностей.

Алгоритмы MRCC (Multihle Reference Consistency Check) применяется после обработки посредством алгоритмов EXM. Оставшиеся измерения используются для того, чтобы вычислить дифференциальные поправки и В-значения. В-значения вычисляются чтобы обеспечить согласованность поправок для каждого спутника, определенные для всех GPS приемников. В-значения являются лучшей оценкой ошибки псевдодальности для гипотезы, что данный GPS приемник выдает ошибочные данные. Алгоритмы MRCC обеспечивают процесс вычисления и проверки В-значений для передачи пользователям, (которым они необходимы, чтобы вычислить N гипотезы уровней защиты) и исключить GPS приемники или каналы, которые вносят недопустимо ошибки в дифференциальные поправки.

После сравнения вычисленных В-значений с порогом, алгоритмы MRCC осуществляют отбор неправильных измерений по критерию превышения вычисленных В-значений над порогом.

Алгоритмы MFRT (Message Field Range Test) осуществляет последний этап проверки и отбраковки измерений. Они также подтверждают, что в случае режима ограниченного доступа дифференциальные поправки псевдодальности, передаваемые потребителям, находятся в пределах $\pm 327,67$ м, а поправки к скорости изменения псевдодальностей находятся в пределах $\pm 3,4$ м/с. В отсутствие режима ограниченного доступа поправки к псевдодальностям должны находиться в пределах ± 75 м, а поправки к скорости изменения псевдодальности - в пределах $\pm 0,8$ м/с.

Следует отметить, что алгоритмы оценки целостности наземного функционального дополнения GBAS совершенствуются и модифицируются по мере накопления экспериментальных данных и опыта эксплуатации контрольно-корректирующих станций. Примером может служить разработки фирмы Honeywell Commercial Aviation Products [69] и диссертация [70].

РАЗДЕЛ 6 ОСНОВЫ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

6.1 Определение координат навигационным приемником

6.1.1 Обобщенный алгоритм определения координат

Общий принцип определения координат навигационным приемником состоит в следующем. Навигационные спутники непрерывно излучают в направлении к земной поверхности электромагнитные сигналы. Сигналы закодированы специальным кодом и в них методами модуляции, как показано разделе 2, заложена определенная информация. В навигационном приемнике осуществляется поиск сигналов всех «видимых» спутников, обнаружение сигналов и непрерывное сопровождение обнаруженных сигналов. Для осуществления более быстрого поиска и обнаружения сигналов спутников используются данные альманаха. Если в памяти приемника имеется альманах и известно приблизительное местоположение, то в приемнике определяются «видимые» спутники, а следовательно их коды и грубые значения доплеровской частоты. По этим данным каналы приемника автоматически настраиваются на соответствующие спутники и осуществляется быстрый переход в режим сопровождения. После перехода в режим сопровождения выполняется процедура считывания, декодирования и запись в память приемника данных, заложенных в сигналы. Выявляются и в дальнейшем используются только данные работоспособных спутников. Для определения координат необходимо иметь данные об эфемеридах, времени и времени применения данных. Затем в приемнике формируется измерительная информация. Приемник на текущий момент времени измеряет время прохождения сигналов от каждого спутника до фазового центра антенны приемника, доплеровскую частоту. К текущему моменту времени с помощью коэффициентов корректирующих время приводится время каждого спутника и рассчитываются временные ионосферные и тропосферные поправки. По данным об эфемеридах определяются координаты спутников на текущий момент времени и учитываются изменения положений спутников за время прохождения сигнала от спутника до приемника.

6.1.2 Расчет координат псевдодальномерными методами

Перед изложением псевдодальномерных методов рассмотрим пример определения координат на плоскости по двум дальномерным источникам. На рис. 6.1 изображены два дальномерных источника с координатами и дальностями x_1, y_1 и R_1 ; x_2, y_2 и R_2 соответственно. Искомые координаты находятся в точках с индексами «01, 02» т. е. в точках пересечения окружностей с радиусами равными дальностям. При очевидной геометрической простоте аналитическое точное решение определения точек пересечения окружностей довольно громоздко. Приведем решение этой задачи.

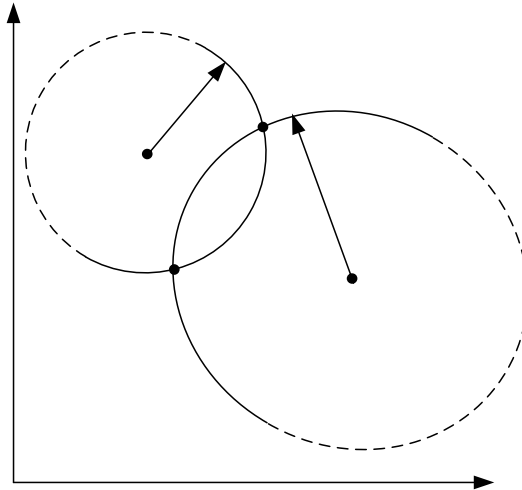


Рис. 6.1. Задача о пересечении двух окружностей

Запишем уравнения, связывающие искомые координаты x , y с координатами дальних источников и расстояниями до них

$$R_1^2 = (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2, \quad (6.1)$$

$$R_2^2 = (x - x_2)^2 + (y - y_2)^2. \quad (6.2)$$

Из (6.1) получаем

$$x_{01,02} = x_1 \pm (-y^2 + R_1^2 - y_1^2 + 2 \cdot y_1 \cdot y)^{0.5}. \quad (6.3)$$

Вычтем из (6.1) уравнение (6.2) и результат разрешим относительно x

$$x = \frac{y_2 - y_1}{x_1 - x_2} \cdot y + 0.5 \cdot \frac{x_1^2 - x_2^2 + y_1^2 - y_2^2 - R_1^2 + R_2^2}{x_1 - x_2}. \quad (6.4)$$

Для упрощения записи формул обозначим

$$a = \frac{y_2 - y_1}{x_1 - x_2}, \quad (6.5)$$

$$b = 0.5 \cdot \frac{x_1^2 - x_2^2 + y_1^2 - y_2^2 - R_1^2 + R_2^2}{x_1 - x_2}$$

С учетом обозначения из (6.3- 6.5) получаем квадратное уравнение для определения координаты y

$$(1 + a^2) \cdot y^2 + 2 \cdot (a \cdot b - a \cdot x_1 - y_1) \cdot y + (x_1 - b)^2 + y^2 - R_1^2. \quad (6.6)$$

Из (6.6) получаем решения для координаты y

$$y_{01,02} = \frac{y_1 + a \cdot x_1 - a \cdot b \pm [2 \cdot (a \cdot x_1 \cdot y_1 + b \cdot x_1 - a \cdot b \cdot y_1 - x_1^2 - b^2 + R_1^2 + a^2 \cdot y_1^2 + a^2 \cdot R_1^2)]^{0.5}}{1 + a^2}. \quad (6.7)$$

Решения для координаты x получаем из (6.4) после подстановки в него (6.7).

Поскольку в итоге получается два решения, то возникает вопрос о выборе наиболее подходящего. Для этого требуется еще один третий дальномерный источник. Решение уравнения для третьего источника совместно с (6.1) или (6.2) позволяет раскрыть неоднозначность в формуле (6.7).

В современных навигационных приемниках задачи определения координат решаются приближенными методами.

Обширная теория решения задач по навигационным определениям изложена в фундаментальной работе коллектива авторов под руководством В. С. Шебшаевича [83]. Серьезные исследования проведены и авторами работы [84].

Аппаратура авиационных пользователей, как правило, ориентирована на выполнение навигационных определений в реальном времени. При этом расчеты производятся при учете всех навигационных спутников, находящихся в поле видимости потребителя.

Достаточно часто в аппаратуре пользователя применяется псевдодальномерный метод. Т.е. определяются псевдодальности до всех видимых навигационных спутников, через которые и вычисляются координаты местоположения.

Сущность псевдодальномерного метода заключается в определении расстояний между навигационными спутниками и потребителем и последующим расчетом координат потребителя. Если координаты потребителя оцениваются с помощью одной спутниковой навигационной системы, то при одномоментных расчетах трех координат и расхождении шкал времени спутника и приемника (четыре неизвестных) псевдодальномерным методом необходимо знать расстояния между потребителем и минимум четырьмя навигационными спутниками. Эти расстояния измеряются между фазовыми центрами передающей антенны навигационного спутника и приемной антенны потребителя и применяются для формирования четырех уравнений, посредством которых и производится оценка значений трех координат и расхождения шкал времени.

Измеренное расстояние между i -тым навигационным спутником и потребителем называется псевдодальностью до i -го спутника. Псевдодальность также является расчетной величиной и вычисляется как произведение скорости распространения электромагнитных колебаний умножений на время, в течении которого сигнал спутника по трассе «спутник – потребитель» достигнет потребителя. Это время измеряется в аппаратуре потребителя.

Введем обозначения: $PR_i^{изм.}$ - измеренная псевдодальность до i -го навигационного спутника; Δt_i – время распространения сигнала на трассе « i -тый спутник- потребитель» на момент проведения навигационных определений; c – скорость распространения электромагнитных волн в пространстве.

Уравнение дальности от потребителя до i -го спутника имеет вид

$$PR_i^{uzm.} = c \times \Delta t_i. \quad (6.8)$$

Уравнение (6.8) можно записать через координаты i -го спутника (x_i, y_i, z_i) и координаты потребителя (x, y, z)

$$PR_i^{uzm.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}, \quad (6.9)$$

где x, y, z – неизвестные, которые требуется определить.

Очевидно, что для решения уравнения (6.9) нужно иметь минимум три уравнения, т.е. рассчитать и определить псевдодальности до трех спутников. Если это выполнено, то решается система из трех нелинейных уравнений с тремя неизвестными.

Поскольку шкалы времени навигационных спутников и шкала времени потребителя несинхронизированы, то при определении псевдодальностей по уравнениям (6.9) появляется погрешность из-за их расхождения. С учетом одномоментности измерения псевдодальностей, а также синхронизации шкал времени навигационных спутников между собой, расхождение шкалы времени спутников и потребителя в момент определения псевдодальностей можно считать величиной постоянной, но неизвестной.

Обозначив эту неизвестную величину, через h_τ , запишем систему уравнений (6.9) в виде

$$PR_i^{uzm.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau, \quad (6.10)$$

где h_τ – погрешность измерения псевдодальности из-за расхождения шкал времени навигационного спутника и аппаратуры потребителя. Для одномоментных измерений эта погрешность одинакова для всех спутников

В системе (6.10) четыре неизвестных x, y, z, h_τ и для ее решения уже необходимо четыре уравнения т.е. требуется определение псевдодальностей, по крайней мере, до 4-х навигационных спутников.

Результатом решения системы (6.10) при $i = 1, 2, 3, 4$ являются координаты потребителя x, y, z и расхождение шкал времени сети навигационных спутников и аппаратуры потребителя h_τ . Расхождение шкал времени сети навигационных спутников и часов аппаратуры потребителя не является единственным источником ошибок при определении псевдодальностей.

В общем виде система уравнений (6.10) может быть записана так:

$$PR_i^{uzm.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau + \Delta_i, \quad (6.11)$$

где: Δ_i – погрешности определения псевдодальности до i -го спутника, из-за погрешностей предсказания эфемерид, погрешностей частотно-временного обеспечения, погрешностей скорости распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере на трассах « i -тый навигационный спутник – потребитель».

гационный спутник- потребитель», погрешностей из-за многолучевого распространения сигналов навигационных спутников в месте приема, шумов приемного канала аппаратуры потребителя и погрешностей из-за естественных и преднамеренных помех.

Приведем качественное описание характера погрешностей определения местоположения пользователя и способы уменьшения их влияния на оценку координат навигационным приемником. Эти вопросы целесообразно увязать и с методом дифференциального режима, поскольку только в дифференциальном режиме спутниковые радионавигационные системы обеспечивают возможность обеспечения высокоточных навигационных определений.

Эфемеридные погрешности связаны с неточностью определения параметров орбит навигационных спутников, а также непредсказуемым смещением положения спутников на орбите из-за случайных факторов. По различным оценкам величина эфемеридной погрешности достигнет 0,6 – 10 м.

Эфемеридные погрешности зависят от времени, прошедшего с момента их закладки наземным центром управления. Так, например, если рассчитывать местоположение пользователя по данным альманаха, то погрешность (одна σ) – 900 м возможна при возрасте данных альманаха сутки, 1200 м – 7 суток; 3600 м - 2 недели [59].

Тропо- и ионосферные погрешности обусловлены прохождением электромагнитного сигнала по трассе «навигационный спутник – потребитель».

Известно, что земной шар окружен атмосферой. Атмосфера преимущественно заполнена заряженными частицами, захваченными магнитным полем Земли. Если магнитное поле невозмущенное, то верхняя граница атмосферы находится на высоте 2 - 3 земных радиусов (радиус Земли = 6 378 136 м в системе координат ПЗ 90.). При возмущенном магнитном поле верхняя граница атмосферы смещается до 20 радиусов Земли.

При оценке погрешностей из-за распространения электромагнитных волн в атмосфере, последнюю разделяют на 2 области: тропосферу до высот 10 км в средних широтах, до 20 км в экваториальных, до 7 км в полярных и ионосферу – та часть которая находится за тропосферой. Ионосфера характеризуется наличием большого количества свободных зарядов электронов и ионов.

Естественно, что при прохождении электромагнитных волн, через атмосферу их скорость вдоль трассы «навигационный спутник –потребитель» отличается от скорости света в свободном пространстве. Это различие в скорости и приводит к ошибкам при проведении навигационных определений. Изменение скорости распространения электромагнитных волн при прохождении их через атмосферу обусловлены изменением и неоднородностью диэлектрической проницаемости атмосферы и поглощением энергии.

Однако, характер тропосферных и ионосферных погрешностей различен. Поэтому в спутниковых навигационных системах используют две модели: тропо- и ионосферную. Применение тропосферной модели позволяет оценивать задержку сигнала с погрешностями несколько наносекунд (без модели десятки наносекунд). Аналогичные результаты получают и при использовании ионосферной модели.

Ионосферные погрешности уменьшают несколькими методами: моделированием трассы «спутник-потребитель», двухчастотными измерениями времени прохождения сигнала, избыточными одночастотными измерениями.

Погрешности за счет шумов определяются качественными решениями, заложенными в аппаратуру потребителя, методами обработки сигналов. Эти погрешности зависят от характеристик антенно-фидерного тракта, приемника, корреляторов и других составляющих. В высококачественной аппаратуре потребителя порядок этих величин определяется единицами метров.

Погрешности обусловленные помехами, - один из наиболее серьезных видов погрешностей. Помехи могут быть естественными и специально организованными.

Естественные помехи связаны с определенной электромагнитной обстановкой в зоне приема сигналов навигационных спутников. Снижение этого вида помех до приемлемых размеров регламентируется правилами стандартов по электромагнитной совместимости.

Специально организованные помехи – это радиосигналы, которые умышленно создаются в области приема полезных сигналов для их искажения. Одним из действенных методов борьбы со специально- организованными помехами является их пространственная фильтрация. Для пространственной фильтрации применяется специальная антенна (адаптивная антенная решетка, которая подавляет сигнал помехи и не воздействует на полезные сигналы навигационных спутников.

Погрешности из-за многолучевого распространения возникают из-за того, что антенна приемника окружена различными предметами. В апертуру антенны помимо сигнала непосредственно приходящего с навигационного спутника поступают и переотраженные сигналы от окружающих предметов. В результате на входе приемника создается дополнительный «шум» увеличивающий погрешности оценки координат.

Можно выделить три метода уменьшения погрешностей из-за многолучевого распространения:

Установка антенны в тщательно изученном месте в точках, где прием многолучевых сигналов невозможен или их интенсивность мала.

Формирование специальных диаграмм направленности приемных антенн.

Применение специальных методов обработки данных.

Погрешности частотно-временного обеспечения сводятся к минимуму благодаря применению высокоточных бортовых элементов времени и частоты. Тем не менее, в аппаратуре потребителя производится учет уходов частоты и времени навигационных спутников.

6.1.3 Итеративный метод расчета координат потребителя

Рассмотрим применение псевдодальномерного метода для определения координат потребителя при минимально необходимом и избыточном количестве видимых навигационных спутников при использовании одной спутниковой навигационной системы.

Псевдодальность до навигационного спутника определяется, как функция

$$PR_i = PR_i(x, y, z, h_\tau, x_i, y_i, z_i) + \Delta_i. \quad (6.12)$$

Зададимся некоторыми априорно известными или заданными координатами потребителя $x_0, y_0, z_0, h_{\tau 0}$ и вычислим псевдодальности до всех видимых навигационных спутников:

$$PR_i^{расч.} = PR_i^{расч.}(x_0, y_0, z_0, h_{\tau 0}, x_i, y_i, z_i).$$

Обозначим векторами столбцами искомые координаты потребителя, измеренные псевдодальности и расчетные псевдодальности соответственно

$$[\vec{X}] = [x \quad y \quad z \quad h_\tau]^T, \quad (6.13)$$

$$[PR^{\rightarrow изм.}] = [PR_1^{изм.} \quad PR_2^{изм.} \quad \dots \quad PR_n^{изм.}]^T, \quad (6.14)$$

$$[PR^{\rightarrow расч.}] = [PR_1^{расч.} \quad PR_2^{расч.} \quad \dots \quad PR_n^{расч.}]^T, \quad (6.15)$$

где T - знак транспонирования матрицы.

Образуем из матриц (6.14) и (6.15) разностную матрицу

$$[R] = [PR^{\rightarrow изм.}] - [PR^{\rightarrow расч.}]. \quad (6.16)$$

Матрицу (6.16) запишем с учетом (6.13)

$$[R[\vec{X}]] = [PR^{\rightarrow изм.}] - [PR^{\rightarrow расч.}[\vec{X}]]. \quad (6.17)$$

Допустим, что матрица (6.16) равна $[0]$ или почти равна $[0]$, где $[0]$ – нулевой вектор столбец.

Разложим матричную функцию в (6.17) $[R[\vec{X}]]$ в ряд Тейлора в окрестности вектора $[\vec{X}]$:

$$[R[\vec{X}]] = [R[\vec{X}_0]] + \frac{\partial}{\partial [\vec{X}]} [R[\vec{X}]]_{[\vec{X}] = [\vec{X}_0]} \times \{[\vec{X}] - [\vec{X}_0]\}. \quad (6.18)$$

Используя выражение (6.18), запишем матричное уравнение, объединяющее измерения до n навигационных спутников:

$$[R[\vec{X}]] = [R[\vec{X}_0]] + [G_0] \cdot \{[\vec{X}] - [\vec{X}_0]\}, \quad (6.19)$$

где $[G_0]$ – матрица производных.

Запишем матричное уравнение (6.19) в виде

$$[G_0] \cdot [\vec{X}] = [G_0] \cdot [\vec{X}_0] + \left\{ [R[\vec{X}]] - [R[\vec{X}_0]] \right\}, \quad (6.20)$$

и разрешим (6.20) относительно $[\vec{X}]$.

Если количество видимых спутников равно четырем, то решение матричного уравнения имеет вид

$$[X] = [X_0] + [G_0]^{-1} \cdot \{R(X) - R(X_0)\}, \quad (6.21)$$

где «-1»- знак обратной матрицы.

В общем виде матричное уравнение (6.20) необходимо решать при размерности матриц соответствующей числу наблюдаемых спутников – n . В этом случае система уравнений является переизбыточной, а матрица $[G]$ прямоугольной (имеет n строк и четыре столбца). Для приведения матрицы (6.20) к форме пригодной для решения умножим левую и правую части (6.20) на транспонированную матрицу $[G_0]^T$ и матрицу $[W]^{-1} = [P]^T \times [P]$, где $[P]$ есть матрица весовых коэффициентов

$$[G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \cdot [\vec{X}] = [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \cdot [\vec{X}_0] + [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \left\{ [R[\vec{X}]] - [R[\vec{X}_0]] \right\}. \quad (6.22)$$

Решение (6.22) будет иметь вид:

$$[\vec{X}] = [\vec{X}_0] + \left\{ [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \right\}^{-1} \cdot [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \left\{ [R[\vec{X}]] - [R[\vec{X}_0]] \right\}. \quad (6.23)$$

Матрицы в (6.23) имеют следующую структуру:

$$[\vec{X}] = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ h_r \end{bmatrix}; \quad (6.24)$$

$$\begin{bmatrix} \vec{X}_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix} \quad (6.25)$$

$$[G_0] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{расч.}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{расч.}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{расч.}} & 1 \end{bmatrix} \quad (6.26)$$

$$[G_0]^T = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{расч.}} \\ \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{расч.}} \\ \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{расч.}} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (6.27)$$

$$[P]^T = [P] = \begin{bmatrix} P_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & P_{ii} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & P_{nn} \end{bmatrix} \quad (6.28)$$

Выражение (6.23) есть первый шаг метода последовательных приближений. Для определения координат потребителя данным методом необходимо задать начальное приближение вектор $\begin{bmatrix} \vec{X}_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix}$, требуемую точность определения координат и погрешности h_{τ} : $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_h$. При этом выражение (6.23) записывается в рекуррентном виде:

$$\begin{bmatrix} \vec{X}_{j+1} \\ h_{\tau j+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{X}_j \\ h_{\tau j} \end{bmatrix} + \left\{ [G_j]^T \times [W_j]^{-1} \times [G_j] \right\}^{-1} \times [G_j]^T \times [W_j]^{-1} \times \left\{ \left[R \begin{bmatrix} \vec{X}_{j+1} \\ h_{\tau j+1} \end{bmatrix} \right] - \left[R \begin{bmatrix} \vec{X}_j \\ h_{\tau j} \end{bmatrix} \right] \right\} \quad (6.29)$$

где j изменяется от 0 до K , а $K+1$ есть число итераций, которое изменяется до тех пор пока не буде выполнено условие:

$$\left[\vec{X}_{j+1} \right] - \left[\vec{X}_j \right] \leq \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_h \end{bmatrix}. \quad (6.30)$$

Рассмотрим геометрический смысл составляющих матрицы $[G]$ (рис. 6.2).

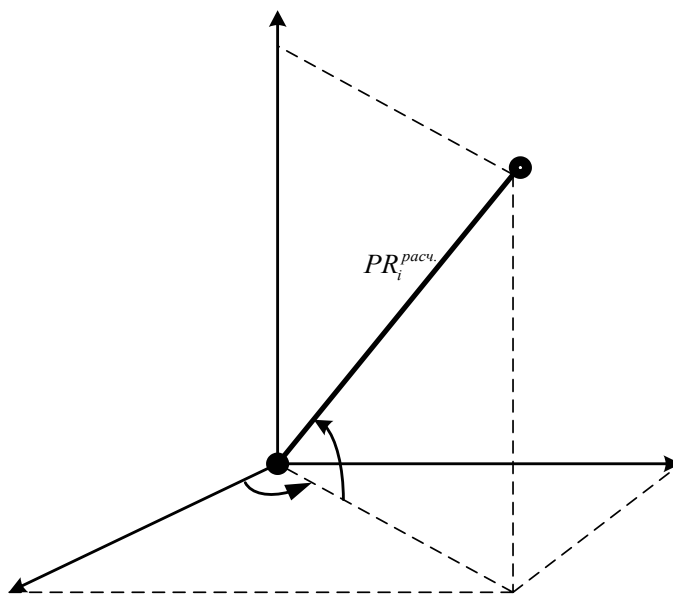


Рис. 6.2. Геометрический смысл составляющих матрицы $[G]$

Из формулы (6.26) и обозначений на рис. 6.2 нетрудно показать, что любая строка матрицы $[G]$ может быть преобразована к виду

$$G_i = \left[\begin{array}{c} -\cos(El_i) \times \cos(Az_i) \quad | \quad -\cos(El_i) \times \sin(Az_i) \quad | \quad -\sin(El_i) \quad | \quad 1 \end{array} \right]^T, \quad (6.31)$$

где

El_i – угол места i -го спутника (градусы);

Az_i – азимут i -го спутника, измеренный против часовой стрелки от оси «х» (градусы);

i – номер спутника.

Весовые коэффициенты матрицы $[W]$ получают расчетным (экспериментальным) путем или принимаются равными единице.

Алгоритм (6.29) применяется для оценке координат потребителя при применении одной спутниковой навигационной системы. При применении двух СРНС, например, GPS и ГЛОНАСС, GPS и GALILEO, ГЛОНАСС и GALILEO псевдодальномерный метод оценки координат модифицируется. Каждая СРНС имеет собственное системное время и при оценке координат появляется еще одна неизвестная величина.

Итерационный алгоритм для этого случая формулируется следующим образом:

составляется система уравнений, связывающая измеренные и расчетные псевдодальности до каждого навигационного спутника из уравнений типа (6.16);

производится линейризация системы уравнений путем разложения в ряд Тейлора с удержанием только линейного члена;

к линейризованной системе применяется процедура метода наименьших квадратов, необходимая для получения оптимального решения переопределенной системы уравнений (число уравнений больше количества неизвестных).

производится расчет координат потребителя по рекуррентной формуле вытекающей из п. 3.

Приведем вывод необходимых соотношений для изложенного алгоритма. Пусть имеется две группы спутников:

спутники GPS с номерами от 1 до n (n- группа) и

спутники ГЛОНАСС с номерами от n+1 до k (k- группа).

Причем n+k больше 5 и как минимум к группам n и k относятся измерения псевдодальностей, по крайней мере, до одного спутника.

Запишем уравнения (6.11) для групп спутников n и k применительно к расчетным псевдодальностям

$$\left. \begin{aligned} PR_i^{расч.} &= \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + h_n + 0 \cdot h_k, 1 \leq i \leq n; \\ PR_j^{расч.} &= \sqrt{(x_j - x)^2 + (y_j - y)^2 + (z_j - z)^2} + 0 \cdot h_n + h_k, n+1 \leq j \leq n+k \end{aligned} \right\} \quad (6.32)$$

Введем вектор параметров, подлежащих определению

$$[X] = [x, y, z, h_n, h_k]^T,$$

где “T”- обозначает транспонирование.

Продифференцируем (6.32) по вектору [X], полученный результат запишем в виде матрицы, обозначив ее как [G([X])]

$$\left[\frac{\partial}{\partial [\vec{X}]} PR^{расч.} \right] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_l - x)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(y_l - y)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(z_l - z)}{PR_1^{расч.}} & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_n - x)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(y_n - y)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(z_n - z)}{PR_n^{расч.}} & 1 & 0 \\ \frac{-(x_{n+1} - x)}{PR_{n+1}^{расч.}} & \frac{-(y_{n+1} - y)}{PR_{n+1}^{расч.}} & \frac{-(z_{n+1} - z)}{PR_{n+1}^{расч.}} & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_{n+k} - x)}{PR_{n+k}^{расч.}} & \frac{-(y_{n+k} - y)}{PR_{n+k}^{расч.}} & \frac{-(z_{n+k} - z)}{PR_{n+k}^{расч.}} & 0 & 1 \end{bmatrix} = [G([\vec{X})]] \quad (6.33)$$

Поясним запись матрицы (6.33) . Если мы имеем, например, пять уравнений с пятью неизвестными x_1, x_2, x_3, x_4, x_5 , то их можно записать

$$\left. \begin{aligned} y_1 &= a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3 + a_{14}x_4 + a_{15}x_5 \\ y_2 &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3 + a_{24}x_4 + a_{25}x_5 \\ y_3 &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + a_{34}x_4 + a_{35}x_5 \\ y_4 &= a_{41}x_1 + a_{42}x_2 + a_{43}x_3 + a_{44}x_4 + a_{45}x_5 \\ y_5 &= a_{51}x_1 + a_{52}x_2 + a_{53}x_3 + a_{54}x_4 + a_{55}x_5 \end{aligned} \right\} \quad (6.34)$$

В матричном виде система уравнений (6.34) записывается так

$$[y] = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix} \quad (6.35)$$

Пусть для систем уравнений (6.34-6.35) выполняется

$$\begin{aligned} a_{14} &= a_{24} = a_{34} = a_{45} = a_{55} = 1, \\ a_{15} &= a_{25} = a_{35} = a_{44} = a_{54} = 0. \end{aligned}$$

Тогда система(6.34) может быть записана в виде

$$\left. \begin{aligned} y_1 &= a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_2 &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_3 &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_4 &= a_{41}x_1 + a_{42}x_2 + a_{43}x_3 + 0 \cdot x_4 + 1 \cdot x_5 \\ y_5 &= a_{51}x_1 + a_{52}x_2 + a_{53}x_3 + 0 \cdot x_4 + 1 \cdot x_5 \end{aligned} \right\} \quad (6.36)$$

или в матричном представлении

$$[y] = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 1 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 1 & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 1 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & 0 & 1 \\ a_{51} & a_{53} & a_{53} & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix}. \quad (6.37)$$

Выражения (6.36 - 6.37) отражают тот факт, что h_n и h_k присутствуют только в своих группах уравнений в силу независимости системных шкал времени GPS и ГЛОНАСС: 0 отражает отсутствие производной от h_n в группе k (или h_k в группе n), 1 – наличие этих производных.

Введем функцию от вектора $\begin{bmatrix} \vec{X} \end{bmatrix}$ в виде разности между измеренными и расчетными псевдодальностями

$$R_i(\vec{X}) = PR_i^{измер.} - PR_i^{расч.}, I \leq i \leq n+k. \quad (6.38)$$

Разложим функцию (6.38) для всех i в ряд Тейлора с удержанием только линейного члена вблизи вектора $\begin{bmatrix} \vec{X}_0 \end{bmatrix} = [x_0, y_0, z_0, h_{n0}, h_{k0}]^T$

$$R_i(\vec{X}) = PR_i^{измер.} - PR_i^{расч.}(\vec{X}_0) + \frac{\partial}{\partial([\vec{X}])} R_i([\vec{X}]_{[\vec{X}]=[\vec{X}_0]}) \cdot ([\vec{X}] - [\vec{X}_0]). \quad (6.39)$$

В матричном представлении выражение (6.39) запишется

$$[R([\vec{X})] = [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] - [G_0] \dot{I} [\vec{X}] + [G_0] \dot{I} [\vec{X}_0], \quad (6.40)$$

где $[G_0]$ есть матрица (6.33) при подстановке в нее вектора $[\vec{X}_0]$.

Для придания общности введем в систему уравнений (6.40) матрицу весовых коэффициентов, умножив слева обе части системы на диагональную матрицу $[P]$, коэффициенты P_i которой и есть весовые коэффициенты

$$[P] \times [R([\vec{X})] = [P] \times \{ [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] - [G_0] \times [\vec{X}] + [G_0] \times [\vec{X}_0] \}. \quad (6.41)$$

Искомые параметры- координаты потребителя находятся в векторе $\begin{bmatrix} \vec{X} \end{bmatrix}$ системы уравнений (6.41). Поскольку система уравнений (6.41) есть переопределенная, то ее оптимальное решение может быть получено методом наименьших квадратов. Для решения методом наименьших квадратов левую часть системы (6.41) будем трактовать как невязки. Тогда квадратичная форма выражения (6.41) запишется следующим образом

$$[\varepsilon]^T \cdot [\varepsilon] = \{ [\Psi] - [G_0] \cdot [\vec{X}] \}^T \cdot [P]^T \cdot [P] \cdot \{ [\Psi] - [G_0] \cdot [\vec{X}] \}, \quad (6.42)$$

где

$$[\varepsilon] = [P] \times [R(\vec{X})],$$

$$[\Psi] = [P] \times \{ [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}(\vec{X}_0)] + [G_0] \times [\vec{X}_0] \}$$

Дифференцируя (6.42) по вектору $[\vec{X}]$ и приравнявая нулевому вектору результат, получаем

$$[G_0]^T \cdot [P]^T \cdot [P] \cdot \{ [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}(\vec{X}_0)] + [G_0] \cdot [\vec{X}_0] - [G_0] \cdot [\vec{X}] \} = [0]. \quad (6.43)$$

Из выражения (6.43) непосредственно следует

$$[\vec{X}] = [\vec{X}_0] + \{ [G_0]^T \cdot [P]^T \cdot [P] \cdot [G_0] \}^{-1} \cdot [G_0]^T \cdot [P]^T \cdot [P] \times \{ [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}(\vec{X}_0)] \}. \quad (6.44)$$

Для проведения расчетов по выражению (6.44) придадим ему рекуррентную форму и сделаем следующие замены

$$[P]^T \cdot [P] = [W]^{-1},$$

$$[PR^{измер.}] = [PR^{(m+1)}],$$

$$[PR^{расч.}(\vec{X}_0)] = [PR^{(m)}],$$

$$[G_0] = [G^{(m)}]$$

$$[\vec{X}] = [X^{(m+1)}],$$

$$[\vec{X}_0] = [X^{(m)}].$$

С учетом сделанных замен рекуррентный алгоритм для определения координат потребителя при использовании измерений до спутников GPS и ГЛОНАСС запишется следующим образом

$$[X^{(m+1)}] = [X^{(m)}] + \{ [G^{(m)}]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G^{(m)}] \}^{-1} \cdot [G^{(m)}]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \{ [PR^{(m+1)}] - [PR^{(m)}] \}. \quad (6.45)$$

Алгоритм (6.45) является быстроходящимся, для стандартных измерений матрица $[W]$ единичная, все расчеты по алгоритму проводятся в одной системе координат (ПЗ90 или WGS-84). Для первого включения алгоритма за начальный вектор может быть принят нулевой, в процессе непрерывных стационарных измерений начальный вектор может быть результатом предыдущего расчета.

Тенденции развития и создания спутниковой навигационной приемной аппаратуры характеризуются использованием всех СРНС - GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, геостационарных спутников систем EGNOS, WAAS и MSAS, наземных псевдоспутников, станций системы LORAN-C и других. Поэтому алгоритм (6.45) может быть обобщен на дальномерные источники, принадлежащие не двум системам, а нескольким. Обобщенный алгоритм подобен ал-

горитму (6.45), но матрица $[G]$ в нем формируется иначе. Пусть имеются измерения до дальномерных источников систем $s1, s2, \dots, sn$. Можно показать, что матрица $[G]$ будет иметь вид:

$$[\tilde{G}] = \begin{pmatrix} \frac{-(x_{s1} - x)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(y_{s1} - y)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(z_{s1} - z)}{PR_{s1}^{расч.}} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ (\cdot)_{s1} & (\cdot)_{s1} & (\dots)_{s1} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ \frac{-(x_{s2} - x)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(y_{s2} - y)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(z_{s2} - z)}{PR_{s2}^{расч.}} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ (\cdot)_{s2} & (\cdot)_{s2} & (\dots)_{s2} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_{sn} - x)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(y_{sn} - y)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(z_{sn} - z)}{PR_{sn}^{расч.}} & 0_{sn} & 0_{sn} & \dots & 1_{sn} \end{pmatrix}. \quad (6.46)$$

В матрице (6.46) используется последовательная нумерация строк и столбцов для параметров дальномерных источников систем $s1, s2, \dots, sn$ соответственно. При этом первые три столбца матрицы (6.46) формируются из координат всех дальномерных источников и координат, которые требуется определить (x, y, z) . Коэффициенты $PR_{(i)}^{расч.}$ также как и в (6.33) вычисляются по формуле:

$$PR_{(i)}^{расч.} = \sqrt{(x_{(i)} - x)^2 + (y_{(i)} - y)^2 + (z_{(i)} - z)^2}. \quad (6.47)$$

Для оговоренной нумерации столбцы в (6.46), начиная с четвертого, содержат нули и единицы. Причем единицы должны находиться на пересечении строк с координатами дальномерных источников, принадлежащих одной навигационной системе и соответствующего столбца. Во всех остальных случаях в столбцах начиная с четвертого, записывается нуль. Каждая строка может содержать только одну единицу.

При применении алгоритмов (6.44 -6.45) одной из важных операций является процедура вычисления обратной матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$ (для упрощения записи индексы и скобки не показаны). Эта матрица квадратная и ее порядок равен $n+3$ (n - количество спутниковых систем, используемых для оценки координат и расхождения шкал времени). Помимо того, что коэффициенты матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$ применяется для оценки координат, они имеют, как показано в подразделе 4.1. 5, и самостоятельное значение. Рассмотрим эффективный по минимальному количеству вычислительных операций алгоритм обращения матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$.

6.1.4 Геометрический фактор и погрешности определения координат

При проведении навигационных вычислений по выражениям (6.45) одним из определяющих параметров являются измеренные псевдодальности, через которые, по сути и производятся все дальнейшие вычисления. На рис. 6. 3 изображено взаимное расположение фазового центра антенны приемника (R), расположенного на поверхности земли или околоземном пространстве, и навигационного спутника (Sv). Сигналы спутника не имеют временных погрешностей, данные эфемерид характеризуют точное положение спутника на орбите. Приемник не вносит погрешностей в измерение псевдодальности (дальности) PR . Дальность до спутника определяется как модуль разности между вектори положений спутника r_{Sv} и фазового центра антенны приемника r_R .

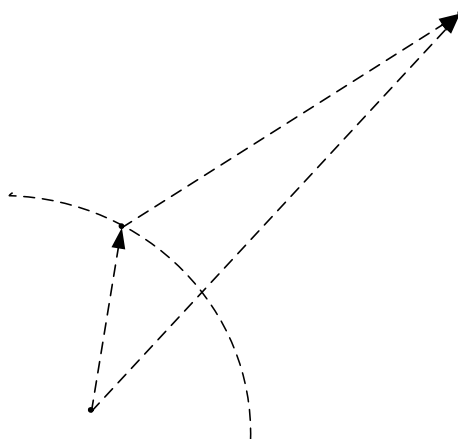


Рис. 6. 3. Идеализованное расположение фазового центра антенны приемника (R) и спутника Sv

В условиях реальных измерений, с учетом данных, передаваемых со спутника, характеристик навигационного приемника измерения псевдодальностей до навигационных спутников имеют погрешности. Интерпретация основных погрешностей измерения псевдодальности до навигационного спутника изображена на рис. 6.4 в виде случайных векторов Δr , максимальное значение которых ограничено окружностями. Положения и величина векторов изменяются по случайному закону близкому к нормальному. Измеряемая псевдодальность между фазовым центром антенны приемника и навигационным спутником на рис. 6.4 изображена сплошной ломаной линией, а дальность пунктирной прямой.

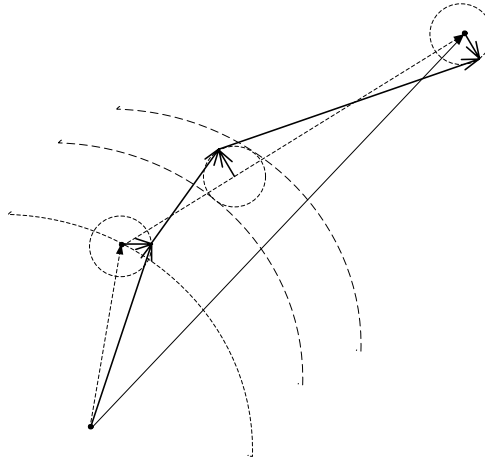


Рис. 6.4. Интерпретация остаточных погрешностей псевдодальности

Вектора погрешностей на рис. 6.4 имеют следующий смысл:

Δr_R - погрешности, обусловленные шумами приемника, многолучевостью, точностными параметрами измерительных каналов приемника;

$\Delta r_{I,T}$ - остаточные погрешности после применения моделей учета ионосферных (индекс «I») и тропосферных (индекс «T») коррекций;

$\Delta r_{eph,S/A}$ - погрешности, связанные с неточностью задания эфемерид (индекс «eph») спутника, введением селективного доступа (индекс «S/A»).

При некоррелированных значениях векторов Δr погрешности при определении координат и смещения шкал времени приемника и спутников связаны соотношением (6.45) и при оценке точности определения координат с применением нескольких СРНС можно записать

$$[\Delta X] = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad \Delta h_{s1} \quad \Delta h_{s2} \quad \dots \quad \Delta h_{sn}]^T = [G^T G]^{-1} \cdot G^T \cdot [\Delta PR_i], i \in 1 \dots N. \quad (6.48)$$

Получим ковариационные матрицы E от левой и правой частей уравнения (6.48).

$$E(\Delta X \cdot \Delta X^T) = [G^T G]^{-1} \cdot G^T \cdot E(\Delta PR_i \cdot \Delta PR_i^T) \cdot G \cdot [G^T G]^{-1}. \quad (6.49)$$

При равноточных измерениях псевдодальностей

$$E(\Delta PR_i \cdot \Delta PR_i^T) = \sigma_{PR}^2 \cdot [1], \quad (6.50)$$

где σ_{PR}^2 - дисперсия определения псевдодальностей,

$[1]$ - единичная матрица.

Раскрывая формулу (6.49) с учетом (6.50) получаем

$$\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_{h_{s1}}^2 + \sigma_{h_{s2}}^2 + \dots + \sigma_{h_{sn}}^2 = \sigma_{PR}^2 \cdot Tr \{ [G^T G]^{-1} \}, \quad (6.51)$$

где $Tr \{ [G^T G]^{-1} \}$ - след матрицы $[G^T G]^{-1}$; $\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2, \sigma_{h_{s1}}^2, \sigma_{h_{s2}}^2, \dots, \sigma_{h_{sn}}^2$ - дисперсии составляющих по координатам x, y, z и расхождения шкал времени.

След матрицы $[G^T G]^{-1}$ может быть определен с помощью выражения (6.46)

$$Tr\{[G^T G]^{-1}\} = \frac{1}{det}(\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \dots + \tilde{\Delta}_{N-1,N-1} + \tilde{\Delta}_{N,N}), \quad (6.52)$$

где $\tilde{\Delta}_{i,i}, i \in 1 \dots N$, - диагональные элементы обратной матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$.

При применении для определения координат одной СРНС в научно- технической литературе и документации на спутниковые навигационные приемники оперируют следующими понятиями и определениями [8 , 9, 71]:

пространственно временной геометрический фактор изменения точности

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_h^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \tilde{\Delta}_{3,3} + \tilde{\Delta}_{4,4}}{det}}; \quad (6.53)$$

пространственный геометрический фактор изменения точности

$$PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \tilde{\Delta}_{3,3}}{det}}; \quad (6.54)$$

горизонтальный геометрический фактор изменения точности

$$HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2}}{det}}; \quad (6.55)$$

вертикальный (по оси z) геометрический фактор изменения точности

$$VDOP = \frac{\sqrt{\sigma_z^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{3,3}}{det}}; \quad (6.56)$$

временной фактор изменения точности

$$TDOP = \frac{\sqrt{\sigma_h^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{4,4}}{det}}. \quad (6.57)$$

Если при измерении координат и времени используется несколько СРНС, то выражение (6.57) представляется в виде

$$TDOP_i = \frac{\sqrt{\sigma_{h_{si}}^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{3+i,3+i}}{det}}, \quad i \in 1 \dots n, \quad (6.58)$$

где i - количество СРНС, используемых для измерений.

Сущность геометрических факторов заключается в том, что они позволяют прогнозировать погрешности определения координат в зависимости от взаимного расположения навигационных спутников и приемника. Действительно, если зафиксировать величину σ_{PR}^2 (σ_{PR}), то при увеличении коэффициентов $GDOP, PDOP, HDOP, VDOP$ будут увеличиваться и величины ошибок по осям x, y, z и наоборот.

В основе расчета геометрических факторов лежат диагональные коэффициенты матрицы $[G^T G]^{-1}$ составленные из тригонометрических функций, аргументами которых есть углы направлений на спутники с фазового центра антенны приемника (6.31). С математической точки зрения понятие геометрического фактора можно связать с детерминантом матрицы $[G^T G]^{-1}$. Известно [72], что детерминант есть объем n - мерного параллелепипеда. Чем больше детерминант, тем больше объем, а, следовательно, тем меньше геометрические факторы и погрешности определения координат. На рис. 6.5 изображена геометрическая интерпретация низкого и высокого геометрических факторов. Затененные области в точке навигационного приемника P соответствуют полям погрешностей определения координат в зависимости от углового расположения (γ) навигационных спутников $Sv_{1, 2}$. Меньшая область на рис. 6.5, а характеризует низкие геометрические факторы, большая на рис. 6.5, б – высокие.

Геометрический фактор на плоскости. Рассмотрим тенденции изменения геометрических факторов на плоскости. Задача формулируется следующим образом. Пусть имеется n направлений, с которых могут приходить сигналы дальномерных источников. Определим, как будут изменяться геометрические факторы, при изменении n при условии, что позиция фазового центра антенны приемника расположена симметрично всем направлениям прихода сигналов от дальномерных источников (рис. 6.6)

Для сформулированной задачи матрица $[G]$, учитывая формулу (6.31) и обозначения

Ошибка! Источник ссылки не найден. имеет вид

$$[G] = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -\cos(El) & -\sin(El) & 1 \\ -\cos(El \cdot 2) & -\sin(El \cdot 2) & 1 \\ \dots & \dots & 1 \\ -\cos(El \cdot i) & -\sin(El \cdot i) & 1 \\ \dots & \dots & 1 \\ -\cos(El \cdot (n-1)) & -\sin(El \cdot (n-1)) & 1 \end{bmatrix}, i \in 1 \dots n-1, \quad (6.59)$$

где n - количество дальномерных источников.

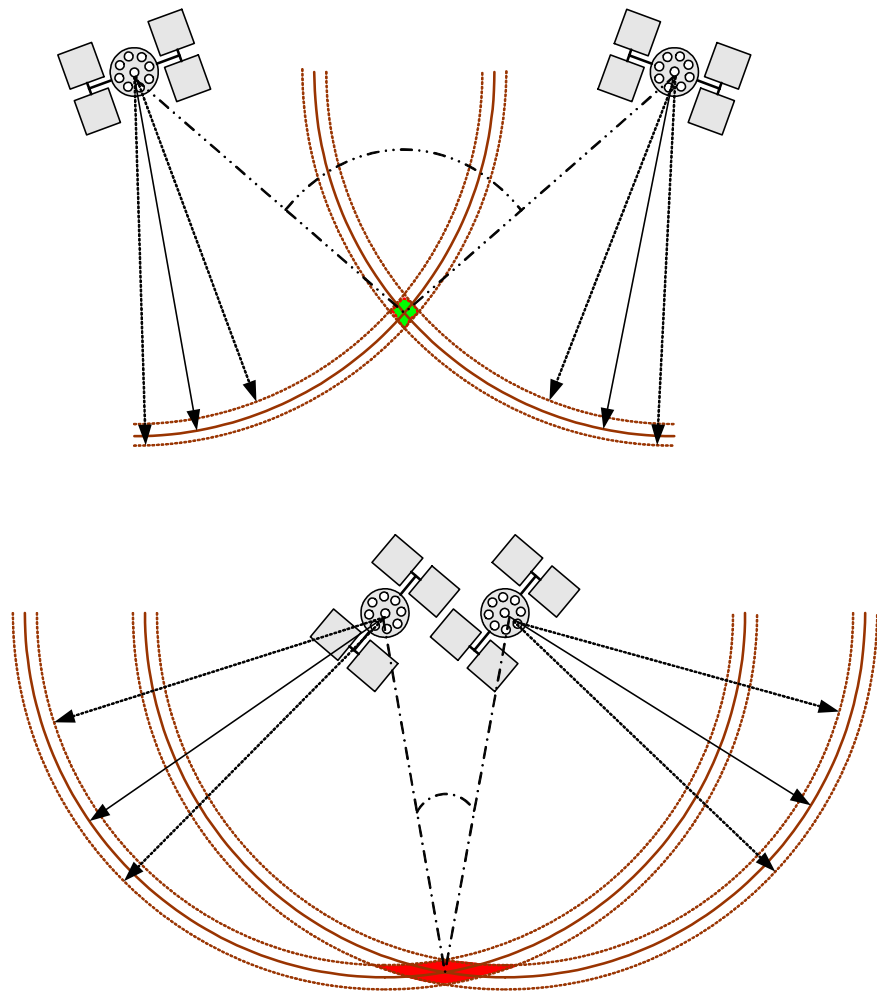


Рис. 6.5. Погрешности определения координат: а- низкий геометрический фактор, б- высокий геометрический фактор

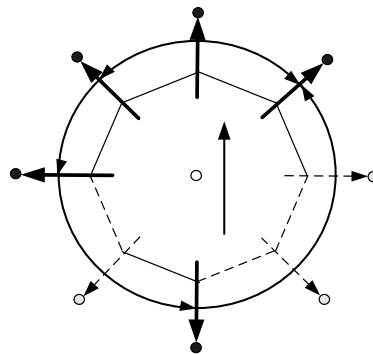


Рис. 6.6. Расположение дальномерных источников на плоскости

Результаты расчетов по выражениям (6.53 - 6.59) для количества дальномерных источников от 3 до 192 представлены рис. 6.7.

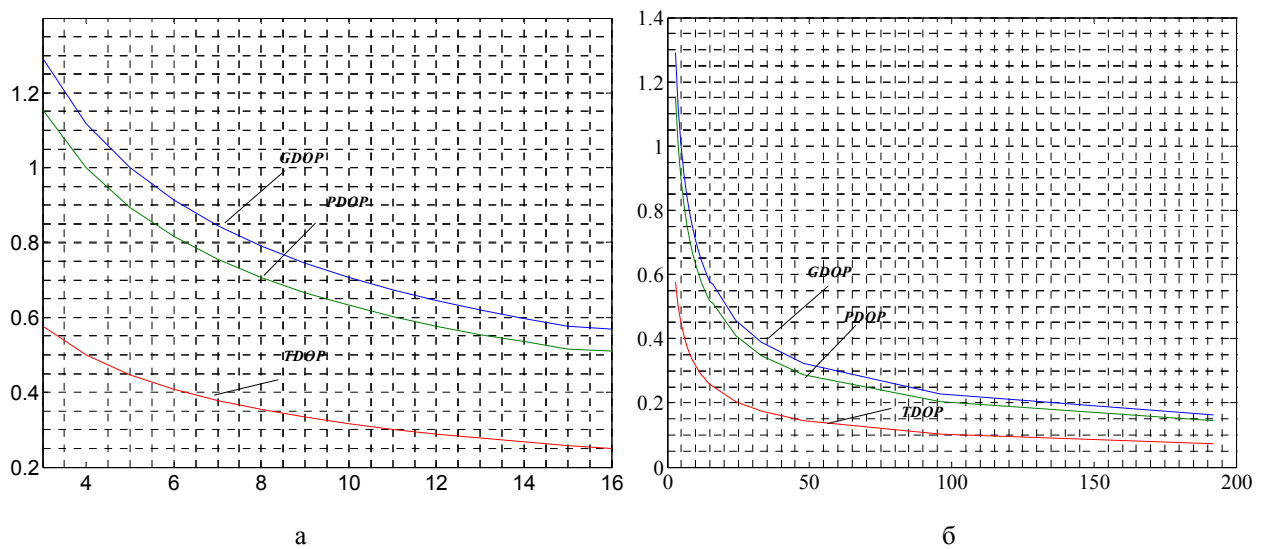


Рис. 6.7. Геометрические факторы на плоскости: а- количество дальномерных источников 3...16, б- количество дальномерных источников 3...192

Эти результаты свидетельствуют о том, что уменьшение значений геометрических факторов происходит с увеличением числа дальномерных источников. Такая тенденция сохраняется и в несимметричных схемах расположения дальномерных источников относительно фазового центра антенны приемника. Хотя результаты, изображенные на рис. 6.7, б для количества дальномерных источников большего нескольких десятков не представляют практического значения, с теоретических позиций они интересны тем, что в пределе стремятся к пока еще неустановленному минимальному значению. Матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$ для 5 и 192 дальномерных источников имеют следующий вид

$$[G^T \cdot G]^{-1} = \begin{bmatrix} 0.4 & 0 & 0 \\ 0 & 0.4 & 0 \\ 0 & 0 & 0.2 \end{bmatrix}, \text{ для } n = 5,$$

$$[G^T \cdot G]^{-1} = \begin{bmatrix} 0.020833 & 9.022008 \cdot 10^{-7} & -1.001779 \cdot 10^{-10} \\ 9.022008 \cdot 10^{-7} & 0.020824 & -2.312264 \cdot 10^{-6} \\ -1.001779 \cdot 10^{-10} & -2.312264 \cdot 10^{-6} & 0.010417 \end{bmatrix}, \text{ для } n = 192.$$

Для пяти дальномерных источников с направлениями на спутники, проходящими через вершины правильного пятиугольника и позиции фазового центра антенны приемника в центре пятиугольник минимальное значение $GDOP = 1$. На рис. 6.8 приведены контурные графики зависимости $GDOP$ для пяти дальномерных источников расположенных на плоскости на плоскости. Была принята следующая схема расчета. Угол азимута первого источника равен нулю. Между 2 и 3, 5 и 4 источниками разница углов не превышала 72° , углы между 1

и 2, 1 и 5 источниками изменялись синхронно в пределах $1^\circ \dots 72^\circ$. График рис. 6.8, а подробный для меньших значений $GDOP$, график рис. 6.8, б для более высоких значений $GDOP$.

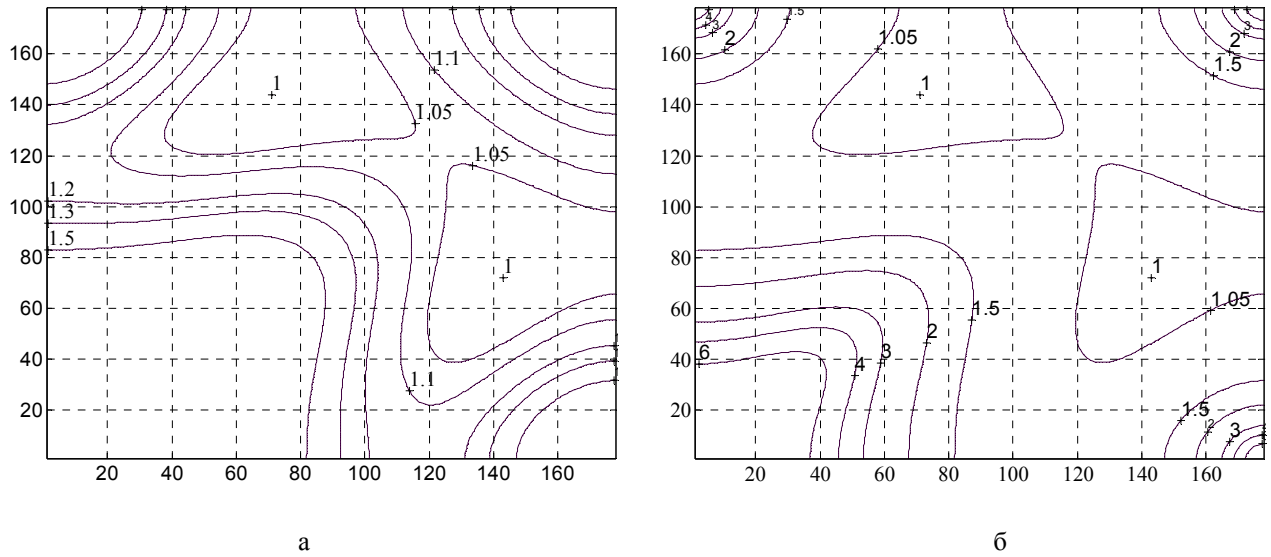


Рис. 6.8. Геометрические факторы на плоскости: а- $GDOP_{\max}=1.5$,
б- $GDOP_{\max}=6$

На линиях рис. 6.8 указаны значения $GDOP$ на границах контура, по горизонтальным и вертикальным осям отложены углы на дальномерные источники. Чтение графиков, например на рис. 6.8, а. Контурная линия 1.1 пересекается вертикалью со значением на оси абсцисс 120° и на оси ординат несколько большим 20° . Эти значения соответствуют угловым направлениям на источники 3, 4 (120°) и 2, 5 (20°). Для $GDOP=1$, значения углов для тех же самых источников 144° и 72° . Более детальные расчеты можно получить с помощью программы приведенной в разделе 6.

Геометрический фактор в пространстве. Анализ изменения геометрического фактора в пространстве в зависимости от конфигураций СРНС приводится в разделе 6. Здесь лишь приведем изящную по своей математической красоте задачу определения геометрического фактора в пространстве конфигурации для четырех дальномерных источников (рис. 6.9).

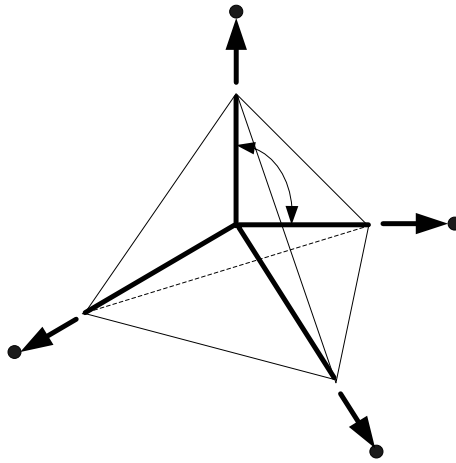


Рис. 6.9. Конфигурация четырех дальномерных источников

Для этой конфигурации матрица $[G]$, с помощью которой рассчитывается геометрический фактор имеет вид

$$[G] = \begin{bmatrix} -\cos(El_1) \cdot \cos(Az_1) & -\cos(El_1) \cdot \sin(Az_1) & -\sin(El_1) & 1 \\ -\cos(El_2) \cdot \cos(Az_2) & -\cos(El_2) \cdot \sin(Az_2) & -\sin(El_2) & 1 \\ -\cos(El_3) \cdot \cos(Az_3) & -\cos(El_3) \cdot \sin(Az_3) & -\sin(El_3) & 1 \\ -\cos(El_4) \cdot \cos(Az_4) & -\cos(El_4) \cdot \sin(Az_4) & -\sin(El_4) & 1 \end{bmatrix}. \quad (6.60)$$

Оказывается, что если фазовый центр антенны приемника (R) расположен в точке пересечения высот правильного тетраэдра, построенного на линиях, соединяющих R со спутниками Sv , то $GDOP$ имеет минимальное значение. В правильном тетраэдре угол $El = \arccos(-\frac{1}{3}) = 109.471220634491^\circ$ (рис. 6.9). Если в формуле (6.60) задать

$$El_1 = 90^\circ, El_2 = El_3 = El_4 = -19.471220634491^\circ, \\ Az_1 - \text{произвольно}, Az_2 = 0^\circ, Az_3 = 120^\circ, Az_4 = 240^\circ,$$

то получаем точное решение для матрицы $[G^T \cdot G]^{-1}$

$$[G^T \cdot G]^{-1} = \begin{bmatrix} 0.75 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.75 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.75 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.25 \end{bmatrix}. \quad (6.61)$$

Из матрицы (6.61) по формулам(6.53 - 6.59) получаем

$$GDOP = 1.581139, PDOP = 1.5, HDOP = 1.2247449, VDOP = 0.8660254, TDOP = 0.5. \quad (6.62)$$

В полученном результате $GDOP$ имеет минимальное значение при изменении углов El_i и Az_i . Следует отметить, что результат (6.62) получен при расположении дальномерных источников ниже горизонта примерно на 19.5° . Для спутниковых систем это не выполнимо,

но для наземных псевдоспутников или каких либо других дальномерных источников вполне приемлемо. При

$$El_2 = El_3 = El_4 = 0; Az_1 - \text{произвольный}; Az_2 = 0^\circ; Az_3 = 120^\circ; Az_4 = 240^\circ HDOP = 1.1547005$$

и не зависит от изменения El_1 в пределах видимости спутников.

На рис. 6.10 приведен график поверхности ограничивающей величину $GDOP$ при изменении направлений на дальномерные источники. График рассчитан для углов $El_2 = El_3 = El_4 = 5^\circ$ при изменении $El_1 \in 36^\circ \dots 144^\circ; El_3, El_4 \in 57^\circ \dots 165^\circ$. Значению 100 на оси ординат соответствует угол $El_1 = 135^\circ$, значению 120 на оси абсцисс соответствует угол $El_3 = -El_4 = 156^\circ$ при цене деления один градус. По вертикальной оси отложен $GDOP$.

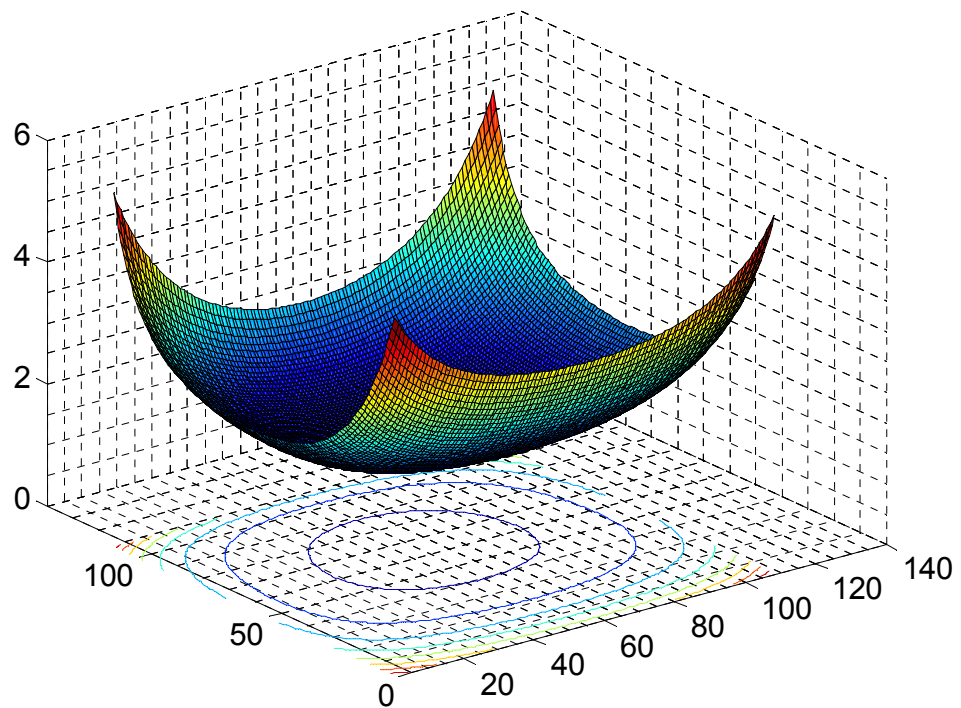


Рис. 6.10. Поверхность ограничивающая $GDOP$

На рис. 6.10 изображены зависимости изменения геометрических факторов при изменении направлений на дальномерные источники для таких же условий, что и на рис. 6.11.

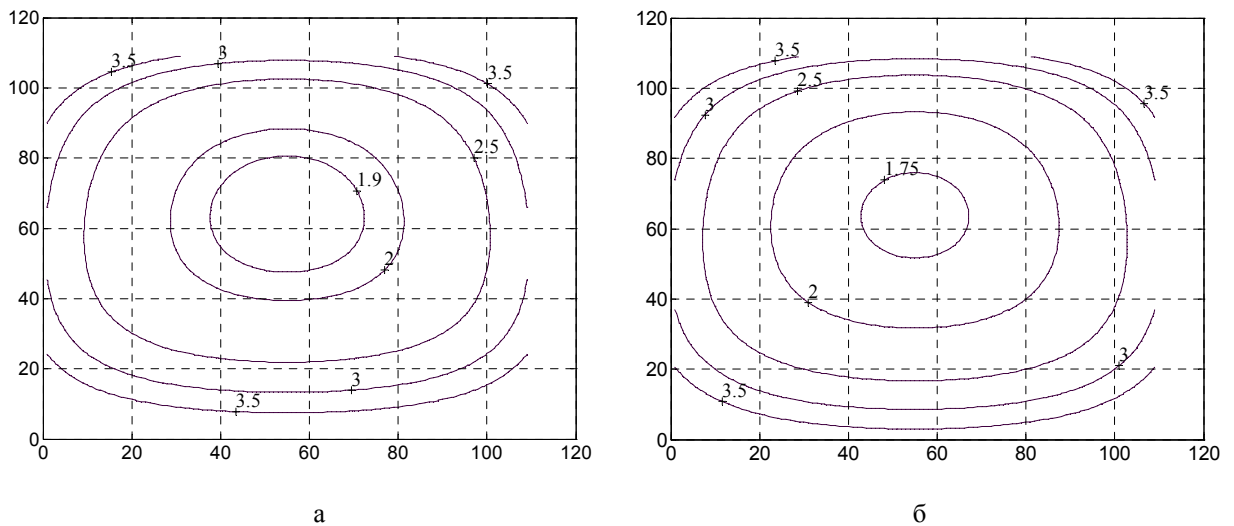


Рис. 6.11. Контурные графики: а-*GDOP*, а-*PDOP*

Отметим, что изменения геометрических факторов *HDOP* и *TDOP* зависят от углов El_1, El_2, El_3, El_4 и, как правило, имеют меньшие значения чем *PDOP*. Моделирования других вариантов геометрических факторов можно выполнить с помощью программы, приведенной в разделе 6

6.1.5 Дифференциальный метод определения координат

Дифференциальный метод определения координат используется для повышения точности навигационных определений, выполняемых в аппаратуре потребителя. В основе дифференциального метода лежит знание координат опорной точки или системы опорных точек, относительно которых могут быть вычислены поправки к определению псевдодальностей до навигационных спутников. Если эти поправки учесть в аппаратуре потребителя, то точность расчета, в частности, координат может быть повышена в десятки раз.

Обратимся к рис. 1.5, на котором изображено наземное функциональное дополнение, содержащее контрольно-корректирующую станцию (ККС), ОБЧ канал передачи данных. Бортовой навигационный GNSS приемник и приемник ОБЧ сигналов установлены на борту воздушного судна. Фазовый центр GNSS антенны ККС совмещен с координатами X_{Ant} , Y_{Ant} , Z_{Ant} , которые измерены с высокой геодезической точностью (единицы сантиметров). Опорный приемник ККС измеряет псевдодальности до всех видимых спутников: $PR_{измер.(i)}$. Поскольку координаты фазового центра антенны ККС известны, ее вычислитель может рассчитать псевдодальности по выражению:

$$PR_{расчетн.(i)} = \sqrt{(x_i - X_{Ant})^2 + (y_i - Y_{Ant})^2 + (z_i - Z_{Ant})^2}, \quad (6.63)$$

где x_i, y_i, z_i – координаты i -го навигационного спутника.

Разница расчетной и измеренной псевдодальностями есть поправка к псевдодальности до соответствующего навигационного спутника. Учет в аппаратуре потребителя этой разни-

цы и позволяет повысить точность навигационных определений. Выше дана упрощенная трактовка дифференциального метода. Выражение (6.63) справедливо для зоны действия, ограниченной несколькими десятками километров. При этом предполагается, что расчет и учет поправок производится в один и тот же момент времени. В практических системах потребителю передается скорость изменения поправок к псевдодальностям, с применением которых производится расчет скорректированных псевдодальностей. Расчет координат потребителя проводится по выражениям (6.29), в которые подставляются скорректированные псевдодальности. Описанный метод применяется для локальных ККС.

Для систем типа SBAS (рис. 1.3) и DGNSS корректирующая информация представляет собой некую интегральную характеристику долгосрочных и краткосрочных поправок к эфемеридам навигационных спутников для обширных регионов. В аппаратуре потребителя производится учет этих поправок в зависимости от локального местоположения потребителя по соответствующим алгоритмам.

6.2 Алгоритмы расчета эфемерид навигационных спутников

6.2.1 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС на текущий момент времени

Пересчет эфемерид с момента времени задания эфемерид t_3 на моменты измерения навигационных параметров t_i , когда $(|\tau_i| = |t_i - t_3| < 15 \text{ мин})$, проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движений навигационного спутника.

Уравнения движения интегрируются в прямоугольной абсолютной геоцентрической системе координат O, X_a, Y_a, Z_a и имеют вид [59]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_a}{dt} &= V_{x_a}, \\ \frac{dy_a}{dt} &= V_{y_a}, \\ \frac{dz_a}{dt} &= V_{z_a}, \\ \frac{dV_{x_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{X}_a - \frac{3}{2} \cdot J_2^0 \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{X}_a \cdot p^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{x_{a1}} + J_{x_{ac}}, \\ \frac{dV_{y_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{Y}_a - \frac{3}{2} \cdot J_2^0 \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{Y}_a \cdot p^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{y_{a1}} + J_{y_{ac}}, \\ \frac{dV_{z_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{Z}_a - \frac{3}{2} \cdot J_2^0 \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{Z}_a \cdot p^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{z_{a1}} + J_{z_{ac}}, \end{aligned} \right\} \quad (6.64)$$

где x_a, y_a, z_a - координаты навигационных спутников, которые требуется определить;
 $V_{x_a}, V_{y_a}, V_{z_a}$ - скорости навигационных спутников по осям X, Y, Z абсолютной геоцентрической

системы координат; $\bar{\mu} = \frac{\mu}{r^2}$; $\mu = 398600.44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ - постоянная гравитационного поля Земли; $r = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}$ - расстояние от центра Земли до спутника; X_a, Y_a, Z_a - координаты спутника в абсолютной геоцентрической системе координат; $\bar{X}_a = x_a / r, \bar{Y}_a = y_a / r, \bar{Z}_a = z_a / r$; $J_2^0 = 1082625.7 \cdot 10^{-9} = -5^{1/2} \cdot \bar{C}_{20}$ - коэффициент при второй зональной гармонике разложения уравнения гравитационного поля Земли по сферическим функциям; $\bar{C}_{20} = -484165 \cdot 10^{-9}$ - нормированный гармонический коэффициент при второй зональной гармонике; $\rho = a_e / r$; $a_e = 6378.136 \text{ км}$ - экваториальный радиус Земли; $J_{x_{ac}}, J_{y_{ac}}, J_{z_{ac}}$ - ускорения от солнечных гравитационных возмущений; $J_{x_{al}}, J_{y_{al}}, J_{z_{al}}$ - ускорения от лунных гравитационных возмущений.

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} Jx_{a_k} &= \bar{\mu}_k \left[\left(\xi_k - \bar{X}_{ak} \right) / \Delta_k^3 - \xi_k \right]; \\ Jy_{a_k} &= \bar{\mu}_k \left[\left(\eta_k - \bar{Y}_{ak} \right) / \Delta_k^3 - \eta_k \right]; \\ Jz_{a_k} &= \bar{\mu}_k \left[\left(\zeta_k - \bar{Z}_{ak} \right) / \Delta_k^3 - \zeta_k \right], \end{aligned} \right\} \quad (6.65)$$

где k - (индекс возмущающего тела, $k = l$ для Луны и $k = c$ для Солнца); $\bar{\mu}_k = \mu_k / r_k^2$; $\mu_l = 4902.835 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ - константа гравитационного поля Луны; $\mu_c = 0.132563 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ - константа гравитационного поля Солнца; $\bar{X}_{ak} = X_a / r_k, \bar{Y}_{ak} = Y_a / r_k, \bar{Z}_{ak} = Z_a / r_k$; $\Delta_k = \sqrt{(\xi_k - \bar{X}_{ak})^2 + (\eta_k - \bar{Y}_{ak})^2 + (\zeta_k - \bar{Z}_{ak})^2}$; ξ_k, η_k, ζ_k и r_k - направляющие косинусы и радиус-вектор Луны (Солнца) в системе O, X_a, Y_a, Z_a на момент задания эфемерид t_s .

В документе [59] рекомендуется вычислять ξ_k, η_k, ζ_k и r_k один раз на время задания эфемерид t_s и применять полученный результат на интервал размножения эфемерид, равный ± 15 мин) по выражениям (6.66):

$$\left. \begin{aligned} \xi_l &= \sin(v_l + \Gamma') \xi_{l1} + \cos(v_l + \Gamma') \xi_{l2}; \\ \eta_l &= \sin(v_l + \Gamma') \eta_{l1} + \cos(v_l + \Gamma') \eta_{l2}; \\ \zeta_l &= \sin(v_l + \Gamma') \zeta_{l1} + \cos(v_l + \Gamma') \zeta_{l2}; \\ \xi_c &= \cos v_c \times \cos \omega_c + \sin v_c \times \sin \omega_c; \\ \eta_c &= (\sin v_c \cdot \cos \omega_c + \cos v_c \cdot \sin \omega_c) \cdot \cos \varepsilon; \\ \zeta_c &= (\sin v_c \cdot \cos \omega_c + \cos v_c \cdot \sin \omega_c) \cdot \sin \varepsilon; \\ r_k &= a_k \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k). \end{aligned} \right\} \quad (6.66)$$

Составляющие в формулах (6.66) рассчитываются следующим образом. Из решения трансцендентного уравнения (уравнения Кеплера)

$$E_k = g_k + e_k \cdot \sin E_k, \quad (6.67)$$

определяются истинные аномалии v_l, v_c для Луны и Солнца, для расчета которых, а также всех компонентов выражений (6.66, 6.67) применяются соотношения

$$\left. \begin{aligned} \sin v_k &= \sqrt{1 - e_k^2} \cdot \sin E_k \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k)^{-1}; \\ \cos v_k &= (\cos E_k - e_k) \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k)^{-1}; \\ \xi_{11} &= \sin \Omega_l \cdot \cos \Omega_l \cdot (1 - \cos i_l); \\ \xi_{12} &= 1 - \sin^2 \Omega_l \cdot (1 - \cos i_l); \\ \eta_{11} &= \xi^* \cdot \cos \varepsilon - \zeta^* \cdot \sin \varepsilon; \\ \eta_{12} &= \xi_{11} \cdot \cos \varepsilon + \eta^* \cdot \sin \varepsilon; \\ \zeta_{11} &= \xi^* \cdot \sin \varepsilon + \zeta^* \cdot \cos \varepsilon; \\ \zeta_{12} &= \xi_{11} \cdot \sin \varepsilon - \eta^* \cdot \cos \varepsilon; \\ \xi^* &= 1 - \cos^2 \Omega_l \cdot (1 - \cos i_l); \\ \eta^* &= \sin \Omega_l \cdot \sin i_l; \\ \zeta^* &= \cos \Omega_l \cdot \sin i_l; \\ g_k &= g_{ok} + g_{1k} \cdot T; \\ \Omega_l &= \Omega_{ol} + \Omega_l \cdot T; \\ \Gamma' &= \Gamma'_0 + \Gamma'_1 \cdot T; \\ T &= (27392.375 + \sum \partial n + t_s / 86400) / 36525. \end{aligned} \right\} \quad (6.68)$$

В формулах (6.66- 6.68) обозначено: $a_l = 3.84385243 \cdot 10^5$ км - большая полуось орбиты Луны; $a_c = 1.49598 \cdot 10^8$ км - большая полуось орбиты Солнца; $e_l = 0.054900489$ - эксцентриситет орбиты Луны; $e_c = 0.016719$ - эксцентриситет орбиты Солнца; $i_l = 5^\circ 08'43".4$ - наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики; $\varepsilon = 23^\circ 26'33"$ - средний наклон эклиптики к экватору; $g_{0l} = -63^\circ 53' 43".41$; $\Omega_{0l} = 259^\circ 10' 59".79$; $\Gamma'_0 = -334^\circ 19' 46".40$; $\Gamma'_1 = 4069^\circ 02' 02".52$; $\omega_c = 281^\circ 13' 15".00 + 6189".03 \cdot T$; $g_{0c} = 358^\circ 28' 33".04$; $g_{1c} = 129596579".10$; T - время, отсчитываемое от основной эпохи 1900 года, 00 января, 12 часов (GMT) до момента задания времени эфемерид t_s в юлианских столетиях по 36525 суток; 27392.375 - число дней отсчитываемых от основной эпохи 1900 года, 00 января, 00 часов (GMT) до эпохи 1975 года, 00 января, 00 часов (московское декретное время- МДВ) с учетом трех часов при пересчете МДВ в GMT; $\Sigma_{дн}$ - сумма дней от эпохи 1975 года, 00 января, 00 часов (МДВ) до 00 часов текущей даты (МДВ), к которой относится время t_s (отсчет начала дат по МДВ).

Начальными условиями для интегрирования системы (6.64) являются гринвичские координаты $x(t_3)$, $y(t_3)$, $z(t_3)$ и составляющие вектора скорости $V_x(t_3)$, $V_y(t_3)$, $V_z(t_3)$, содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из гринвичской системы координат $OXYZ$ (ПЗ-90) в абсолютную $OX_aY_aZ_a$ по формулам :

$$\begin{aligned} X_a(t_3) &= x(t_3) \cdot \cos S - y(t_3) \cdot \sin S, \\ Y_a(t_3) &= x(t_3) \cdot \sin S + y(t_3) \cdot \cos S, \\ Z_a(t_3) &= z(t_3), \\ V_{x_a}(t_3) &= V_x(t_3) \cdot \cos S - V_y(t_3) \cdot \sin S - \omega_3 \cdot Y_a(t_3), \\ V_{y_a}(t_3) &= V_x(t_3) \cdot \sin S + V_y(t_3) \cdot \cos S + \omega_3 \cdot X_a(t_3), \\ V_{z_a}(t_3) &= V_z(t_3), \end{aligned} \tag{6.69}$$

$$S = S_0 + \omega_3 (t - 3^h), \tag{6.70}$$

где ω_3 - угловая скорость вращения Земли, равная $0,7292115 \cdot 10^{-4} \text{ c}^{-1}$; S_0 - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид t_3 .

Алгоритм расчета истинного звездного времени приведен в разделе 3.

Дополнительные варианты учета лунно-солнечных ускорений даются в ИКД ГЛОНАСС [59].

6.2.2 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника GPS на текущий момент времени

Размножение эфемерид навигационных спутников GPS отличаются от аналогичной процедуры для спутников ГЛОНАСС тем, что оперативная информация, передаваемая со спутников GPS, содержит иные данные об орбитальном движении спутников.

Для расчета координат навигационных спутников GPS по данным оперативной информации, передаваемой со спутников, интерфейсный контрольный документ по GPS [27] предлагает следующий алгоритм расчета.

Координаты спутников в геоцентрической фиксированной системе координат (ECEF) рассчитываются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} x_k &= x'_k \cdot \cos \Omega_k - y'_k \cdot \cos i_k \cdot \sin \Omega_k \\ y_k &= x'_k \cdot \sin \Omega_k + y'_k \cdot \cos i_k \cdot \cos \Omega_k \\ z_k &= y'_k \cdot \sin i_k \end{aligned} \right\} \tag{6.71}$$

Скорректированная долгота восходящего узла (Ω_k) определяется из соотношения

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot t_k - \dot{\Omega}_e \cdot t_{oe} \tag{6.72}$$

Координаты навигационного спутника в орбитальной плоскости:

$$\left. \begin{aligned} x'_k &= r_k \cdot \cos u_k \\ y'_k &= r_k \cdot \sin u_k \end{aligned} \right\}. \quad (6.73)$$

Скорректированное наклонение орбиты спутника

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (IDOT) \cdot t_k, \quad (6.74)$$

где $IDOT$ - скорость изменения угла наклонения орбиты спутника, t_k - время отсчитываемое от опорной эпохи задания эфемерид (t_{0e}).

Скорректированный радиус орбиты спутника

$$r_k = A \cdot (1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k. \quad (6.75)$$

Скорректированный аргумент широты

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k. \quad (6.76)$$

Поправка для коррекции аргумента широты:

$$\delta u_k = C_{us} \cdot \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cdot \cos 2\Phi_k. \quad (6.77)$$

Поправка для коррекции радиуса

$$\delta r_k = C_{rc} \cdot \cos 2\Phi_k + C_{rs} \cdot \sin 2\Phi_k. \quad (6.78)$$

Поправка для коррекции угла наклонения

$$\delta i_k = C_{ic} \cdot \cos 2\Phi_k + C_{is} \cdot \sin 2\Phi_k. \quad (6.79)$$

Аргумент широты

$$\Phi_k = \nu_k + \omega. \quad (6.80)$$

Эксцентриская аномалия:

$$E_k = \arccos \frac{e + \cos \nu_k}{1 + e \cdot \cos \nu_k}. \quad (6.81)$$

Истинная аномалия

$$\nu_k = \arctg \left(\frac{\sin \nu_k}{\cos \nu_k} \right) = \arctg \left[\frac{(\sqrt{1 - e^2} \cdot \sin E_k) / (1 - e \cdot \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1 - e \cdot \cos E_k)} \right], \quad (6.82)$$

где

$$\sin \nu_k = (\sqrt{1 - e^2} \cdot \sin E_k) / (1 - e \cdot \cos E_k);$$

$$\cos \nu_k = (\cos E_k - e) / (1 - e \cdot \cos E_k).$$

Решаемое методом итераций уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии имеет

вид

$$M_k = E_k - e \cdot \sin E_k. \quad (6.83)$$

Средняя аномалия

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k . \quad (6.84)$$

Скорректированное среднее движение:

$$n = n_0 + \Delta n . \quad (6.85)$$

Время, отсчитываемое от опорной эпохи эфемерид

$$t_k = t - t_{oe} , \quad (6.86)$$

где t - системное время GPS на момент передачи сообщения (время скорректированное на величину задержки прохождения сигнала от спутника до потребителя, равную отношению дальности к скорости света); t_k – текущий момент времени. Этот параметр должен соответствовать истинной разности между системным временем GPS t и опорным временем задания эфемерид t_{oe} и учитывать момент перехода «начало/конец» недели. Учет момента перехода «начало/конец» недели производится так: если $t_k > 302400$ с , то $t_k = t_k - 604800$ с ; если $t_k < 302400$ с , то $t_k = t_k + 604800$ с (604800- количество секунд в одной неделе).

Расчетное среднее движение спутника

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}} , \quad (6.87)$$

где A - большая полуось эллиптической орбиты навигационного спутника.

В выражениях (6.71- 6.87)параметры: C_{rs} , Δn , M_0 , C_{uc} , e , C_{us} , \sqrt{A} , t_{oe} передаются с навигационного спутника в подкадре 2;

параметры: C_{ic} , Ω_0 , C_{is} , i_0 , C_{rc} , ω , $\dot{\Omega}$ (*OMEGADOT*), *IDOT* передаются с навигационного спутника в подкадре 3. Параметры $\mu = 3.986005 \times 10^{14}$ метр³/сек² и $\dot{\Omega}_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}$ радиан/сек есть элементы WGS-84.

При расчетах координат спутников GPS на текущий момент времени должны учитываться изменения координат спутника из-за вращения Земли в течение времени распространения сигнала, чтобы оценить задержку в пути в инерциальной системе координат. В геоцентрических координатах он должен прибавить соответствующие поправки к координатам (x, y, z).

6.3 Алгоритмы расчета времени в GPS

В GPS все сигналы, излучаемые навигационными спутниками, когерентны с одним бортовым частотным стандартом. Цифровые сигналы синхронизированы с псевдослучайными последовательностями (PRN). На частоте L1 модулированные P и C/A кодами сигналы такие, что средняя разность времени между ними не превышает 10 наносекунд (2σ) [27].

Различают системное время GPS и время каждого навигационного спутника. Каждый навигационный спутник работает в своем собственном времени. Временные данные, содержащиеся в первых двух словах каждой строки, и действия при передаче навигационных сообщений выполняются во времени соответствующего навигационного спутника. Все остальные данные в навигационном сообщении связываются с системным временем GPS.

Системное время GPS устанавливается управляющим сегментом и сверяется с UTC и поддерживается Морской обсерваторией США. Нулевой отчет времени GPS определен в полночь с 5 на 6 января 1980 г. Наибольшая единица, используемая в формировании времени GPS – одна неделя, определенная как 604 800 секунд. Время GPS может отличаться от UTC, что связано с дрейфом непрерывной шкалы времени GPS и периодически корректируемым на целое число скачков секунд временем UTC. Управляющий сегмент контролирует системную временную шкалу GPS и она не должна отличаться от UTC более, чем на 1 микросекунду.

В навигационные сообщения включаются данные по связи времени GPS и UTC. Точность этих данных на интервале передачи находится в пределах 90 наносекунд (1σ). Данные по связи времени GPS и UTC генерируются Управляющим сегментам.

Для точного счета времени связи времени GPS и UTC используется Z-счет, который определяется как 29 битовое двоичное число, состоящее из 2^x частей (Z-счет описан в разделе 5).

Навигационные данные, передаваемые с каждого спутника GPS позволяют всем потребителям:

корректировать время фаз кодов с учетом релятивистских эффектов;

компенсировать «одночастотному» (L1 или L2) потребителю эффекты дифференциальной групповой задержки сигнала спутника;

корректировать «двухчастотному» (L1 или L2) потребителю групповую задержку распространения электромагнитных сигналов, обусловленную ионосферными эффектами.

В аппаратуре потребителя системное время GPS (в секундах) рассчитывается по уравнениям:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}, \quad (6.88)$$

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1} \cdot (t - t_{oc}) + a_{f2} \cdot (t - t_{oc})^2 + \Delta t_r, \quad (6.89)$$

$$\Delta t_r = F \cdot e \cdot \sqrt{A} \cdot \sin E_k, \quad (6.90)$$

где:

t – системное время GPS (сек);

t_{sv} – эффективное время фазы PRN кода спутника во время передачи сообщения (сек);

Δt_{sv} – временный сдвиг фазы PRN кода спутника (сек);

a_{f0}, a_{f1}, a_{f2} – полиномиальные коэффициенты из подкадра 1;

t_{oc} – начальное время синхронизации данных (сек);

Δt_r – релятивистская коррекция (сек);

$F = -2\mu^{1/2}/c^2 = -4,442807633 (10)^{-10}$ (сек/метр^{1/2});

$\mu = 3,986005 \times 10^{14}$ м³/сек² – параметр WGS-84;

$c = 2,99792458 \times 10^8$ м/сек – скорость света;

e, A, E_k - параметры орбит значения которых передаются подкадрах 2 и 3

Поскольку уравнения (6.88) и (6.89) связаны, а коэффициенты a_{f0}, a_{f1}, a_{f2} генерируются из времени GPS, погрешность t_{sv} по отношению к t незначительна. Это позволяет потребителю приравнять t к t_{sv} в выражении (6.89). Величина t должна вычисляться при учете перехода «начало/конец» недели. Если величина $(t-t_{oc}) > 302\,400$ секунд, от t вычитается 604 800 секунд; если величина $(t-t_{oc}) < -302\,400$ секунд, к t добавляется 604 800 секунд.

Величина коррекции T_{GD} для сигналов на частотах L1 и L2 вычисляется Управляющим Сегментом для учета эффекта разницы групповой задержки между сигналами на L1 и L2 (передается в подкадре1). Данная коррекция предназначена «одночастотным» (L1 или L2) потребителям.

Потребитель, использующий частоту L1, должен изменять смещения фазы кода по формуле:

$$(\Delta t_{sv})_{L1} = \Delta t_{sv} - T_{GD} \cdot \quad (6.91)$$

Потребитель, использующий частоту L2, должен изменять смещения фазы кода по формуле:

$$(\Delta t_{sv})_{L2} = \Delta t_{sv} - \frac{\gamma}{1-\gamma} \cdot (t_{L1} - t_{L2}), \quad (6.92)$$

где:

$$\gamma = (1575,42/1227,6)^2 = (77/60)^2;$$

t_{L1}, t_{L2} – время передчи со спутника GPS сигналов на частотах L1 и L2.

Опорное время альманаха для нормального режима работы (t_{oa}) составляет 2^{12} секунд (цена младшего разряда) появляется, приблизительно, через 70 часов после первой верной передачи набора данных альманаха. Частота загрузки альманаха такая, что следующее из него системное время GPS (t) отличалось от t_{oa} менее чем на 3,5 дня в течение интервала передачи.

Время эпохи t_k вычисляются по формуле, аналогичной (6.86) при $t_{oe} = t_{oa}$:

$$t_k = t - t_{oa} \cdot \quad (6.93)$$

Потребитель может использовать опорное время альманаха при долговременных режимах работы. Соответствующие правила даны в ICD-GPS-200 [27].

Временные параметры альманаха рассчитываются по выражениям:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}, \quad (6.94)$$

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1} \cdot t_k, \quad (6.95)$$

где:

t – системное время GPS (секунды);

t_{sv} – эффективное время фазы PRN кода спутника во время передачи сообщения (секунды);

Δt_{sv} – временной сдвиг фазы PRN кода спутника (секунды);

t_k – рассчитывается по формуле (6.93);

a_{f0}, a_{f1} – коэффициенты аппроксимирующего полинома, передаваемые в подкадрах 4 и 5 (см. раздел 3).

Таким образом, соотношения (6.88- 6.95) позволяют выполнить необходимые расчеты составляющих времени.

Для учета времени задержки электромагнитного сигнала при прохождении его через ионосферу «одночастотный (L1)» потребитель может применять алгоритм, определяемый следующими соотношениями.

Ионосферная коррекция вычисляется по выражению:

$$T_{iono} = \begin{cases} F \cdot \left[5.0 \times 10^{-9} + (AMP) \cdot \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & x \leq 1.57 \\ F \cdot (5.0 \times 10^{-9}) & , x \geq 1.57 \end{cases} \quad (\text{сек}), \quad (6.96)$$

где:

$$AMP = \sum_{n=0}^3 (\alpha_n \cdot \phi_m^n) \text{ (секунд), если } AMP \geq 0,$$

$$AMP = 0 \quad (\text{секунд), если } AMP < 0);$$

$$x = \frac{2\pi \cdot (t - 50400)}{PER} \quad (\text{радиан});$$

$$PER = \sum_{n=0}^3 (\beta_n \cdot \phi_m^n) \text{ (секунд), если } PER \geq 72.000,$$

$$PER = 0 \quad (\text{секунд), если } PER < 72.000;$$

$$F = 1.0 + 16.0 \cdot (0.53 - \theta)^3;$$

α_n, β_n (для $n = 0, 1, 2, 3$) – параметры, передаваемые со спутника (подкадр 4, строка 18);

$$\phi_m = \phi_i + 0.064 \cdot \cos(\lambda_i - 1.617) \text{ (полуциклы);}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\Psi \cdot \sin A}{\cos \phi_i} \text{ (полуциклы);}$$

$$\bar{\phi}_i = \phi_u + \Psi \cdot \cos A \text{ (полуциклы);}$$

$$\phi_i = \bar{\phi}_i, \text{ если } \bar{\phi}_i \leq \mathbf{0.416} \text{ (полуциклы),}$$

$$\phi_i = (+0.416), \text{ если } \bar{\phi}_i > 0.416 \text{ (полуциклы),}$$

$$\phi_i = (-0.416), \text{ если } \bar{\phi}_i < \mathbf{(-0.416)} \text{ (полуциклы);}$$

$$\Psi = \frac{0.0317}{E + 0.11} - 0.022 \text{ (полуциклы);}$$

$t = 4.32 \times 10^4 \times \lambda_i + (\text{системное время GPS})$ (секунд), при $0 \leq t < 86400$, если $t \geq 86400$, то из t нужно вычесть 86400, если $t < 0$, то к t нужно прибавить 86400;

θ - угол места навигационного спутника;

E – угол места между потребителем и спутником, (размерность- полуциклы), параметр рассчитывается в аппаратуре потребителя;

A – угол азимута между потребителем и спутником, отсчитываемый по часовой стрелке если смотреть со стороны северного полюса, (размерность- полуциклы), параметр рассчитывается в аппаратуре потребителя;

ϕ_u – геодезическая широта потребителя в WGS-84, (размерность- полуциклы), параметр рассчитывается в аппаратуре потребителя;

λ_u – геодезическая долгота потребителя в WGS-84, (размерность- полуциклы), параметр рассчитывается в аппаратуре потребителя;

$(\text{системное время GPS})$ - параметр рассчитывается в аппаратуре потребителя;

x – фаза задержанного сигнала (размерность – радианы);

F – коэффициент наклона (безразмерная величина);

t – местное время (размерность – секунды);

ϕ_m – геомагнитная широта проекции на земную поверхность точки «прокалывания» ионосферы при средней высоте ионосферы, равной 350 км, (размерность- полуциклы);

λ_i – геомагнитная долгота проекции на земную поверхность точки «прокалывания» ионосферы при средней высоте ионосферы, равной 350 км, (размерность- полуциклы);

ϕ_i – геомагнитная широта проекции на земную поверхность точки «прокалывания» ионосферы, (размерность- полуциклы);

ψ - центральный земной угол между местоположением потребителя и проекцией на земную поверхность точки «прокалывания» ионосферы .

Применение модели (6.96) обеспечивает уменьшение ошибки за счет ионосферных эффектов на 50%.

«Двухчастотный потребитель» должен корректировать время из-за ионосферного эффекта, используя дифференциальную задержку между сигналами частот L1 и L2 согласно ICD – GPS – 200 [27].

Связь всемирного времени (UTC) с системным временем GPS выполняется с использованием информации, передаваемой с навигационных спутников в подкадре 4 (страница 18). В программном обеспечении аппаратуры потребителя должны быть предусмотрены процедуры увязывающие номер текущей недели GPS в начале передачи данных WN (подкадр 1), восемь младших разрядов текущей недели GPS WN_t (подкадр 4, строка 18), восемь младших разрядов недели, на которой планируется или уже проведена односекундная коррекция времени WN_{LSF} (подкадр 4, строка 18). Приэтом следует учитывать, что управляющий сегмент согласовывает параметры WN и WN_{LSF} таким образом, что абсолютная величина разности между ними не превышает 127.

В GPS предусматривается три состояния между временем UTC и системным временем GPS.

1. Время индуцируется параметром WN_{LSF} и день недели DN (подкадр 4, строка 18) является текущим. Время потребителя в интервале от $DN+3/4$ до $DN+5/4$ не уменьшается. Уравнение связи времени GPS и UTC имеет вид:

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC}) [mod\ 86400] \text{ сек,} \quad (6.97)$$

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1 \cdot [t_E - t_{ot} + 604800 \cdot (WN - WN_t)] \text{ сек,} \quad (6.98)$$

где:

t_E – системное время GPS, установленное потребителем согласно формулы (6.88) и с учетом ионосферных коррекций;

$$(x)[mod\ y] = x - \left(\text{наименьшее целое } \frac{x}{y} \right) \cdot y - \text{остаток от деления } x \text{ на } y;$$

86400 и 604800 – количество секунд в сутках и неделе соответственно;

$\Delta t_{LS}, A_0, A_1, t_{ot}$ – параметры, передаваемые в подкадре 4 (строка 18).

2. Время потребителя в интервале от $DN+3/4$ до $DN+5/4$ уменьшается. Уравнение связи времени GPS и UTC имеет вид:

$$t_{UTC} = W [mod(86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})] \text{ сек,} \quad (6.99)$$

$$W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200) [mod\ 86400] + 43200 \text{ сек} \quad (6.100)$$

где:

Δt_{LSF} - параметр, передаваемый в подкадре 4 (строка 18).

3. Если коррекция секундного скачка согласно W_{LSF} и DN находится в “прошлом”, то взаимосвязь между временем UTC и GPS соответствует уравнениям (6.97, 6.98) при замене Δt_{LS} на Δt_{LSF} .

6.4 Измерение псевдодальности

Псевдодальность является одной из главной измерительной информации необходимой для определения координат потребителя. Для оценки координат в трехмерном пространстве требуется измерить псевдодальности минимум до четырех навигационных спутников на текущий момент времени. Измеренная псевдодальность до i -го спутника выражается соотношением

$$PR_i = c \cdot (t_{np} - t_{i,Sv}), \quad (6.101)$$

где c - скорость света; t_{np} - время в приемнике, на которое проводятся измерения; $t_{i,Sv}$ - время излучения фрагмента сигнала i -го спутника, который принимается приемником. Различают кодовую и фазовую псевдодальности. Кодовая псевдодальность оценивается через отсчеты псевдослучайных кодов спутников, фазовая- через целые и дробные составляющие длины волны несущей частоты.

Измерение псевдодальности в GPS. При измерениях псевдодальности учитываются расхождения между шкалой системного времени GPS и временем каждого навигационного спутника, которые компенсируются с применением коэффициентов кубического полинома, которые передаются в словах 7...10 подкадра 1. Ошибка шкалы времени приемника определяется при решении навигационной задачи.

Процедуры измерения псевдодальности во многом зависят от принципа построения приемника и элементной базы.

Рассмотрим основные принципы, применяемые в приемниках для оценки псевдодальности.

1. Использование информации, передаваемой с навигационных спутников. Передача информации с навигационных спутников осуществляется непрерывно. Отсчет начала передачи данных устанавливается каждую неделю в ночь (0 часов UTC) с субботы на воскресенье. Данные следуют в последовательности 1...5 подкадры и повторяются через каждые 30 с (рис. 6.12). В течение недели передается 100800 подкадров или 20160 кад-

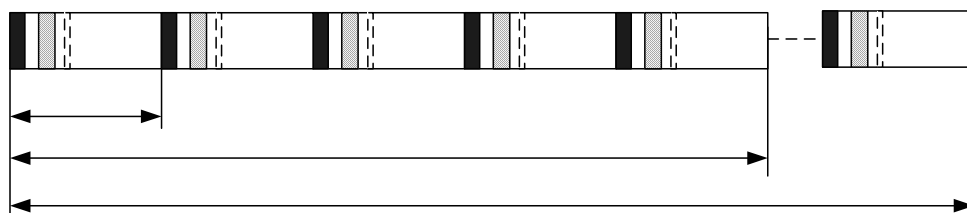


Рис. 6.12. Данные спутника в течение недели

ров. Каждые подкадр содержит преамбулу из 8 двоичных символов 10001011 (на рис. 6.13 сплошная черная линия); z-счет из слова 2 подкадра из 17 двоичных символов; порядковый номер подкадра из трех двоичных символов 001 (1), 010 (2), 011 (3), 100 (4), 101 (5) и другую информацию, рассмотренную ранее. Преамбула одинакова для всех спутников и всех подкадров и повторяется каждые 6 с. Значение любого z-счета текущего подкадра умноженное на четыре указывает время начала отсчета от начала текущей недели, с которого начнется отсчет следующего подкадра. Информация о номере недели содержится в первых 10 разрядах слова 3 подкадра 1 (см. раздел 3). Данные о корректировке шкалы времени спутника и времени UTC описаны в разделе 3. Кроме изложенного синхронно с началом каждого бита информации с навигационного спутника передается псевдослучайный C/A-код, который имеет период повторения 1 мс и содержит 1023 символа. В одном информационном символе содержится 20 периодов C/A-кода. Таким образом, информация заложенная в данные каждого спутника может применяться для определения времени излучения какого-либо фрагмента данных.

Пусть навигационный приемник обнаружил сигнал спутника, перешел в режим слежения за сигналом по доплеровской частоте и C/A-коду, демодулировал данные подкадра 1 и проверил принятую информацию по битам четности. Тогда из слова 2 по z-счету может быть определено время начала передачи подкадра 2. По номеру текущей недели из слова 3 подкадра 1 определяется год, месяц и день начала недели. По отсчету времени от начала передачи подкадра 2 моменты отсчета любого фрагмента сигнала, поскольку на оси времени известны положения символов передаваемой информации, они кратны 20 мс (длительность информационных символов), а внутрисимвольные отсчеты кратны периоду повторения C/A-кода (1 мс). Если бы часы приемника были идентичны по точности часам спутника, то измерение времени распространения сигнала от спутника до потребителя не представляло бы труда. На рис. 6.13

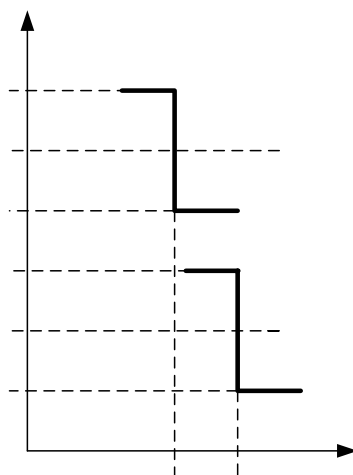


Рис. 6.13. Первые от начала подкадра фазовые переходы изображены фрагмент сигнала спутника, характеризующийся первым от начала подкадра фазовым переходом, обусловленным фазовой манипуляцией несущей частоты информационными символами. Этот же фазовый переход в нижней части рис. 6.13 зарегистрирован в момент приема сигнала. Поскольку отсчет ведется по одной и той же шкале времени, совмещенной с началом подкадра, то псевдодальность определяется по формуле (6.101). В реальных приемниках, как правило, не устанавливаются атомные синхронизаторы времени. Шкала времени приемника имеет точность на несколько порядков меньшую шкалы времени спутника.

2. Процедуры отсчета времени в приемнике. Обработке спутникового сигнала в приемнике предшествует преобразование сигнала в цифровую форму посредством дискретизации. Частота дискретизации в два и более раз больше частоты следования импульсов *C/A*-кода. Цифровой сигнал подвергается корреляционной обработке. По максимумам корреляционной функции производятся временные отсчеты фрагментов сигнала спутника. Современные микросхемы корреляторов характеризуются многоканальностью и высокими частотами дискретизации. Это позволяет производить одновременную обработку сигналов спутников, находящихся в зоне видимости потребителя. Одним из методов определения времени задержки сигналов при распространении от спутника до потребителя состоит в оценке относительной задержки приема сигналов спутников. Метод основан на том, что при решении навигационной задачи определения координат итерационным алгоритмом с применением метода наименьших квадратов достаточно знать относительные задержки времени распространения сигналов от спутника до потребителя. Вторым немаловажным фактором является то, что относительная задержка сигнала спутника в зените и спутника на линии горизонта меньше 20 мс. На рис. 6.14 изображена рассчитанная зависимость (ось ординат в мс) задержки сигнала в пространстве от угла видимости спутника (ось абсцисс в градусах).

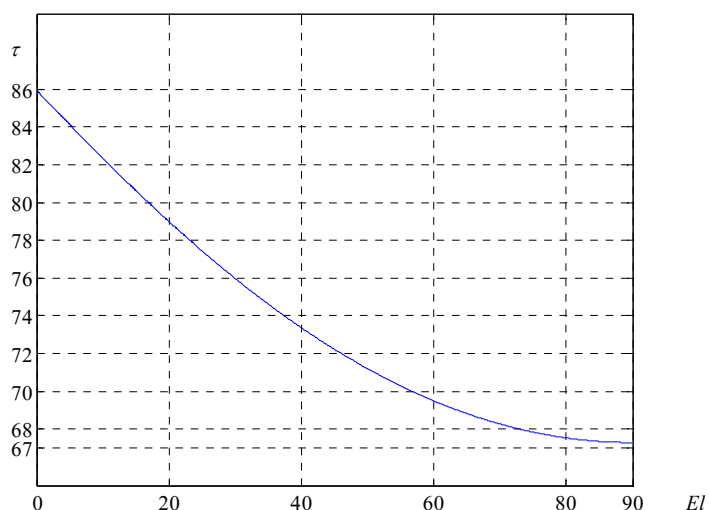


Рис. 6.14. Зависимость времени распространения сигнала спутника от угла видимости

Как следует из **Ошибка! Источник ссылки не найден.** максимальная разница между низким и высоким спутниками несколько меньше 19 мс. Это дает основание организовать следующую схему измерения относительной задержки времени. Рассмотрим символы преамбулы с высокочастотным заполнение (рис. 6.15). Фазовые переходы имеют место между 1 и 2; 4 и 5; 5 и 6; 6 и 7

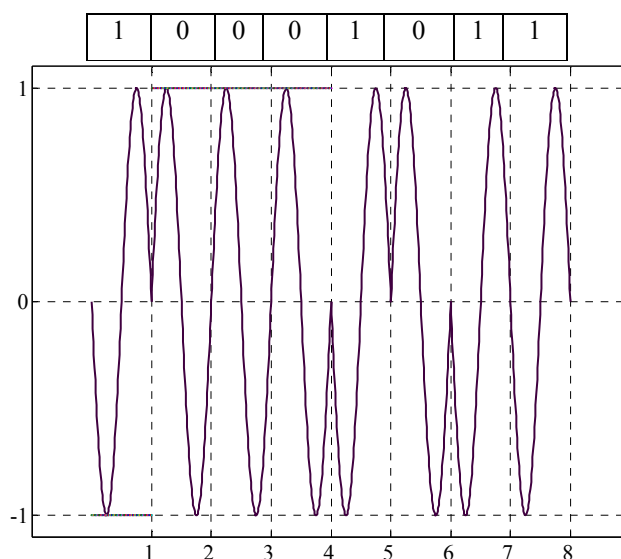


Рис. 6.15. Изображение фазоманипулированного сигнала преамбулы

символами. Поскольку спутники практически в одни и тот же момент времени излучают одинаковые фрагменты сигнала, то фазовые переходы, соответствующие одним и тем же фрагментам сигнала в приемнике займут диапазон в пределах несколько меньших 20 мс по шкале времени приемника. Эти фазовые переходы могут служить началами отсчета одинаковых фрагментов излученных сигналов спутников в соответствующих каналах приемника. Имея опорные моменты отсчета фрагментов излученных спутниками сигналов на шкале времени приемника, могут быть определены относительные задержки сигналов спутников на

текущие моменты проведения измерений. При этом темп измерений, погрешности отсчетов времени, разрешение, маркировка шкалы времени приемника определяются микропроцессорной элементной базой, применяемой в приемнике. Предположим, что после выполнения всех описанных процедур получены относительные задержки времени распространения фрагментов сигналов на текущий момент времени t по шкале времени приемника. Обозначим их через Δt_i ($i=1 \dots k$ - условные номера k спутников в зоне видимости приемника). Все Δt_i лежат в пределах 19 мс. Истинная задержка сигнала лежит в пределах 67...86 мс. При получении Δt_i мы фактически из каждого значения задержки фрагмента сигналы вычитали постоянную величину. Если эту величину обозначить через ΔC , то выражение (6.101) примет вид

$$PR_i = c \cdot (\Delta C + \Delta t_i), \quad (6.102)$$

где ΔC при решении навигационной задачи выбирается достаточно произвольно. При этом следует иметь ввиду, что размерность выражения, стоящего в скобках в формуле (6.102) в мс, а следовательно скорость света c должна быть пересчитана в $м/мс$ для получения псевдодальности в метрах. При использовании формулы (6.102) получается очень грубые значения псевдодальностей. Тем не менее они применяются при решении навигационной задачи. После определения координат потребителя по формулам (6.23) или (6.25) рассчитываются дальности до спутников, а затем, если в этом есть необходимость, рассчитываются и абсолютные задержки времени распространения фрагментов сигнала от спутника до потребителя, путем деления рассчитанных дальностей на скорость света.

В заключение отметим, что при определении относительных задержек фрагментов сигналов спутников на текущий момент времени требуется учесть все временные поправки: расхождение шкал времени спутников и системной шкалы GPS, ионосферные и тропосферные поправки, а также другие коррекции, для которых имеются алгоритмы.

Измерение псевдодальности в ГЛОНАСС. Отличия измерения псевдодальности в ГЛОНАСС от GPS определяются различиями данных, передаваемых со спутников. Принципиальных различий на аппаратном уровне, а особенно в совмещенных GPS- ГЛОНАСС приемниках может и не быть. Рассмотрим некоторые особенности ГЛОНАСС при измерениях псевдодальностей.

Системное время ГЛОНАСС определяется соотношением

$$t_{GL} = UTC + 03 \text{ ч } 00 \text{ м},$$

где UTC - время госэталоны координированного всемирного времени Российской Федерации $UTC(SU)$; $03 \text{ ч } 00 \text{ м}$ - московское декретное время.

Время каждого навигационного спутника может отличаться от системного времени и требует корректировки при проведении навигационных определений.

Местное времяпотребителя должно быть привязано к системному времени, а соответствующие корректировки при одномоментных измерениях до видимых спутников вносятся при решении навигационной задачи.

С навигационных спутников передается непрерывный поток данных в виде строк, кадров и суперкадров. Начало отсчета времени на навигационном спутнике в течение суток совпадает с начало суток и соответствует 00 ч 00 м 00 с. Каждая строка данных заканчивается двухсекундной меткой времени (задний фронт последнего символа метки времени соответствует двухсекундной метке конца строки и началу следующей строки). Шкала времени навигационного спутника с двухсекундными метками времени изображена на рис. 6.16.

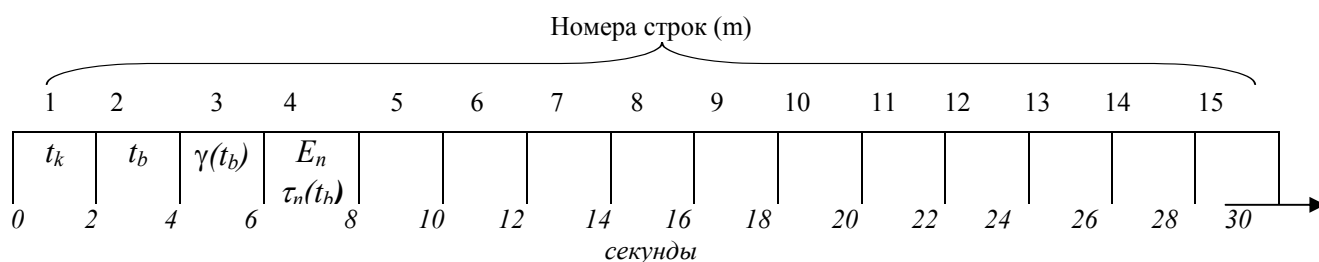


Рис. 6.16. Шкала времени навигационного спутника

Данная шкала отражает положение во времени 15 строк навигационного сообщения спутника (1 кадр). Полное сообщение со спутника передается в пяти кадрах, подобных рис. 4. В трех первых строках ($m=1, 2, 3$) имеются данные, используемые для расчета псевдодальности. Процедуры применения этих данных объясняются ниже. Пять кадров полного сообщения навигационного спутника образуют суперкадр. Положение суперкадра на временной шкале спутника показано на рис. 6.17. Границы кадров в суперкадре совмещаются с двухсекундными метками времени.

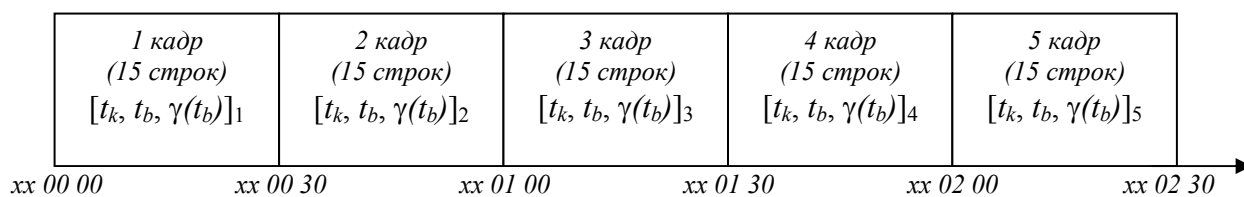


Рис. 6.17. Положение суперкадра на временной шкале спутника

Время спутника t_k , передаваемое в первой строке каждого кадра, имеет следующий формат : количество разрядов-12; старшие 5 разрядов (на рис. 6.17 обозначены xx) содержат количество часов, прошедших с начала текущих суток (по декретному московскому времени), (0, ..., 23 часа); следующие 6 разрядов содержат число целых минут, прошедших после

указанного часа (0, ..., 59 минут); младший разряд показывает количество 30-секундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты (либо 0, либо 30 с).

Слово t_b передается в третьей строке каждого кадра, его десятичный эквивалент с дискретом 15 минут может изменяться от 15 до 1425 (15·96=24 часа), есть не что иное, как количество 15 минутных интервалов в 23 часах 45 минутах. Слово t_b есть порядковый номер временного интервала внутри текущих суток по системной шкале. К середине временного интервала слова t_b относится оперативная информация, передаваемая в кадре, которому принадлежит данное слово. Значение временного интервала слова t_b зависит от признака смены оперативной информации PI , передаваемого в первой строке каждого кадра. Признак PI сообщает величину интервала времени между значениями t_b в текущем и предыдущем кадрах. Интервал может иметь значения 0; 30; 45 и 60 мин.

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

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

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

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

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

Слово E_n - характеризует "возраст" оперативной информации, интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для n -го спутника.

Для описания процедуры измерений псевдодальности введем следующие определения:

- $t_k(1)$ - время начала первой строки кадра имеет размерность xx ч; yy мин; 00 или 30 с;
- $t_k(1) + 2m$ - время окончания текущей строки и начала следующей ($m=1, 2, \dots, 15$; цифра 2 имеет размерность секунд);
- $t_k(1) + 30K$ - время окончания текущего кадра и начала следующего ($K=1, 2, \dots, 5$; цифра 30 имеет размерность секунд);

метка времени сигнала ГЛОНАСС - укороченная псевдослучайная двоичная последовательность из 30 символов длительностью 10 миллисекунд и образующим полиномом $1+x^3+x^5 = 111110001101110101000010010110$, первый символ строки, следующей

за меткой времени всегда равен нулю и дополняет укороченную последовательность метки времени до полной (31 символ). Задний фронт последнего (30-го) символа метки времени совпадает с двухсекундным отсчетом строки (1.7 с информационные символы длительностью 20 миллисекунд и 0.3 с символы метки времени длительностью 10 миллисекунд).

Шкалы времени и фрагменты сигнала ГЛОНАСС (излученный спутником и принятый приемником) изображены на рис. 6.18 в системной шкале, шкале времени навигационного спутника и местной шкале приемника.

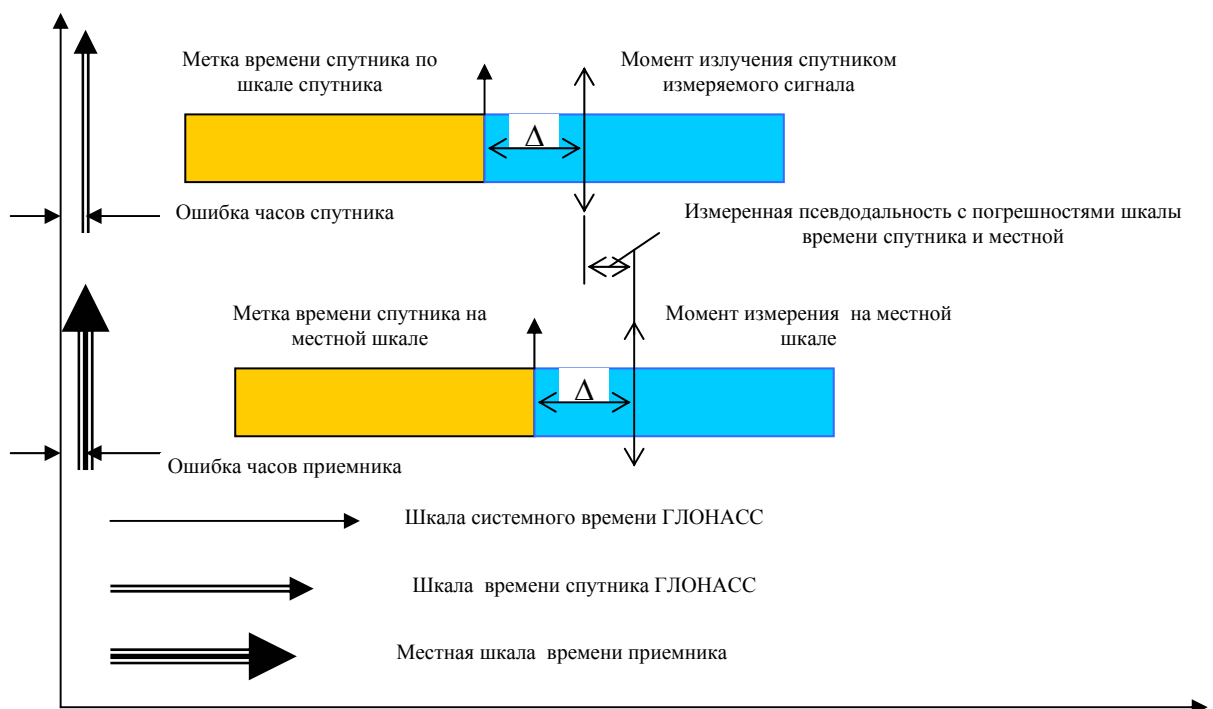


Рис. 6.18. Расположение фрагментов сигнала на шкалах времени

Измеренная псевдодальность рассчитывается следующим образом. По шкале местного времени (в приемнике) фиксируется метка времени строки с номером m . Относительно этой метки времени производятся отсчеты PRN кода сигнала спутника с учетом целого числа миллисекунд и точной оценкой смещения PRN кода в пределах 1,7 секунды. Определяется время излучения метки времени в шкале времени спутника по выражению

$$t_k(l) + 2m,$$

где $t_k(l)$ - время передаваемое спутником в первой строке текущего кадра.

Определяется момент излучения спутником, измеряемого фрагмента сигнала, в шкале времени спутника по выражению

$$t_{uzl} = t_k(l) + 2m + \Delta,$$

где Δ - момент точного отсчета метки времени по местной шкале. Вычисляется время излучения сигнала спутника в системной шкале времени ГЛОНАСС

$$(t_{UTC(SU)} + 03 \text{ часа } 00 \text{ минут})_{изл} = t_{изл} + \tau_c + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t_{изл} - t_b),$$

где τ_c - поправка к шкале времени ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дается на начало суток с номером N^A (данные из альманаха ГЛОНАСС). Другие составляющие приведенного выражения определены выше.

Поскольку время приемника также должно быть привязано к системной шкале ГЛОНАСС, то для измеренной псевдодальности справедливо выражение:

$$PR_{измер} = (t_{UTC(SU)} + 03 \text{ часа } 00 \text{ минут})_{измеренное по местной шкале} - (t_{UTC(SU)} + 03 \text{ часа } 00 \text{ минут})_{изл} + \text{ошибка часов приемника, вычисляемая при решении навигационной задачи.}$$

Процесс измерения псевдодальности может быть организован и по другим алгоритмам, зависящим от архитектуры построения приемника и элементной базы, на которой выполнен приемник. Например, так же как и для GPS может быть применен метод относительной задержки времени распространения сигнала от спутника до потребителя. Так же как и для спутников GPS, задержка сигнала спутника ГЛОНАСС в зависимости от угла видимости лежит в пределах 19 мсек (рис. 6.19). Относительная задержка всех видимых спутников будет располагаться в пределах длительности одного информационного символа (в пределах 20 мсек). Учитывая, что в ГЛОНАСС имеется

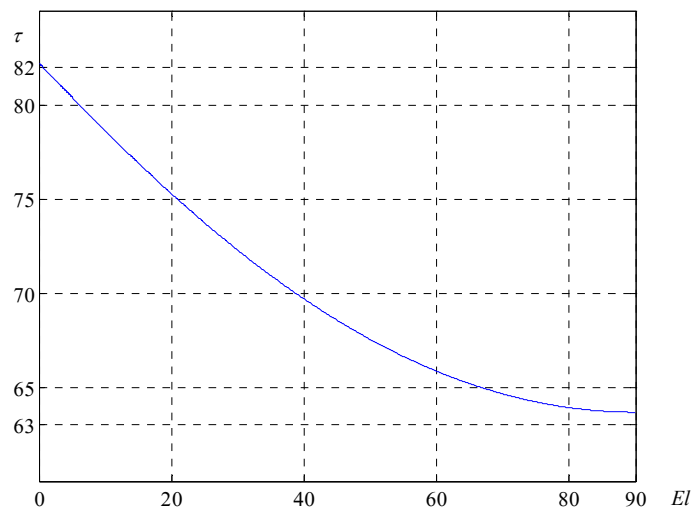


Рис. 6.19. Зависимость времени распространения сигнала спутника ГЛОНАСС от угла видимости специально сформированная метка времени, информационные символы складываются по модулю 2 с меандром, имеющим частоту 100 Гц, то возможности построения оптимальных алгоритмов измерения и оценки псевдодальностей существенно расширяются.

РАЗДЕЛ 7 СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ В GNSS

7.1 Помехозащищенность приемников спутниковой навигации

7.1.1 Требования по помехоустойчивости GNSS

В условиях интенсивного развития телекоммуникационных систем, создаваемые ими электромагнитные поля отрицательно воздействуют на аппаратуру потребителей глобальных спутниковых навигационных систем.

В СРНС исключительное внимание уделяется вопросам мониторинга и контроля целостности, точности, доступности сигналов в пространстве, эксплуатационной готовности и непрерывности обслуживания систем.

Стандарты и рекомендуемая практика ИКАО по GNSS подчеркивает, что государства, применяющие системы GNSS, несут ответственность за обеспечение выполнения требуемых характеристик в зоне ответственности.

Дерево распределения рисков потери целостности, рассмотренное в разделе 1 (рис. 1.17) характеризует условия эксплуатации СРНС, в частности, при штатной помеховой обстановке. Тем не менее, даже в этих условиях помеховая составляющая риска потери целостности весьма существенна.

Вопросам помехоустойчивости СРНС практически с самого начала их создания уделялось значительное внимание, которое не ослабевает и в настоящее время [73, 74, 75, 76].

Например, в материалах, посвященных анализу военных действий США в Ираке, отмечается, что без защиты от преднамеренных помех корабли ВМС США (в основном авианосцы) были бы не способны выполнять свои задачи в течение первых дней вооруженного конфликта.

В июне 2000 г. руководство ВМС США утвердило требования по обеспечению защиты аппаратуры GPS от помех, с учетом которых была разработана специальная программа по выработке решений для защиты от помех GPS.

Группа экспертов ИКАО по поручению Аэронавигационной комиссии провела исследование и доложила проблемные вопросы по помехоустойчивости систем навигации GNSS. Доклад так и назывался **«ПРОБЛЕМЫ УЯЗВИМОСТИ GNSS И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ, ВКЛЮЧАЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАЗЕМНЫХ, БОРТОВЫХ И ПРОЦЕДУРНЫХ СРЕДСТВ»** [32]. В докладе можно выделить два принципиальных момента.

Во первых, окончательно не установлено, что факторы уязвимости GNSS ставят под угрозу ее использование как глобальной системы, обеспечивающей все этапы полета воздушного судна. Такие сомнения высказывались после событий 2002 года в США, когда воз-

душными судами были разрушены небоскребы. Во вторых государства, внедряющие в своем воздушном пространстве системы GNSS должны проанализировать вопросы уязвимости в части помех различного характера и выработать соответствующие решения для повышения помехоустойчивости бортовой и наземной аппаратуры, включая системы типа GBAS и GRAS.

Характерной особенностью СРНС является то, что они взаимодействуют с весьма слабыми сигналами (-155 - -160 дБВт), прием сигналов осуществляется из верхней полусферы слабонаправленной антенной. Меры по повышению помехоустойчивости СРНС: кодирование, связь с навигационными спутниками на частотах GPS, ГЛОНАСС, GALILEO; совершенные методы кодирования являются недостаточными в связи с интенсивной загрузкой радиочастотных диапазонов, созданием новых методов формирования помех [77] и проявлением такого явления как терроризм. Следует подчеркнуть, что аппаратура потребителя, как правило, соответствует техническим данным, приведенным в ее спецификации, для условий применения, оговоренных в интерфейсных контрольных документах по GNSS. Не имея гарантированной информации о помеховой обстановке потребитель действует на свой риск проводя навигационные определения. Отсюда вытекает, что аппаратура потребителя должна содержать функцию защиты от преднамеренных помех. При этом предполагается, что в зоне действия СРНС соответствующие службы осуществляют контроль электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств.

Вопросы повышения помехозащищенности аппаратуры спутниковой навигации имеют исключительно важное значение для обеспечения безопасности полетов. Приведем характерные требования к авиационным приемникам спутниковой навигации по помехоустойчивости [78].

Помехоустойчивость авиационных приемников не предназначенных для работы с системами SBAS и GBAS оценивается по влиянию вклада сигнала - помехи в погрешность оценки псевдодальности. Для приемников GPS погрешность слежения за псевдодальностью в присутствии нежелательного сигнала не должна превышать 0.4 м (одна сигма), для приемников ГЛОНАСС- 0. 8 м (одна сигма) для углов видимости навигационных спутников более 5° при применении антенны с круговой правосторонней поляризацией, имеющей коэффициент усиления, измеренный относительно изотропного излучателя - 4.5 дБ. Приемники GPS и ГЛОНАСС, работающие совместно с системами SBAS на этапе точного захода на посадку должны удовлетворять требованиям табл. 1. 13 при уровнях нежелательного сигнала (помехи) указанных на рис. 7.1 и рис. 7.2. На рис. 7.1 и рис. 7.2 по осям ординат отложены значения интенсивности помехи непрерывного гармонического сигнала (единицы измерения дБВт), по горизонтальной оси отложена частота в МГц. Данные соответствуют C/A- коду

GPS и гражданскому коду ГЛОНАСС. Большие значения интенсивности помехи допускаются для приемников установленных на воздушных судах оборудованных системами спутниковой связи.

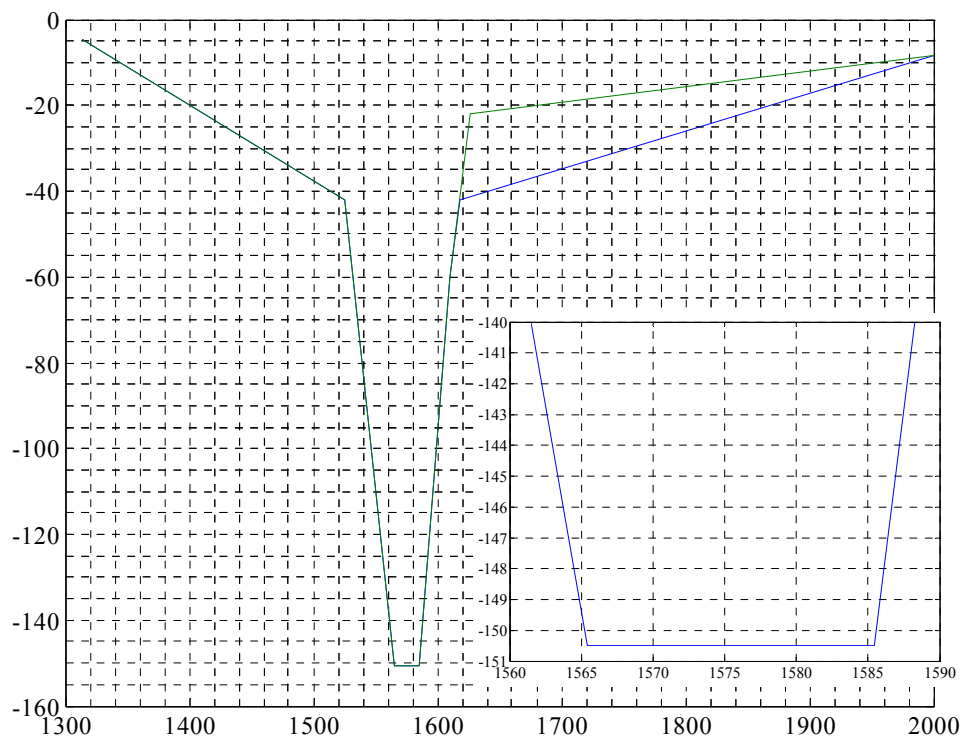


Рис. 7.1. Зависимость уровня нежелательного сигнала от частоты для GPS-SBAS

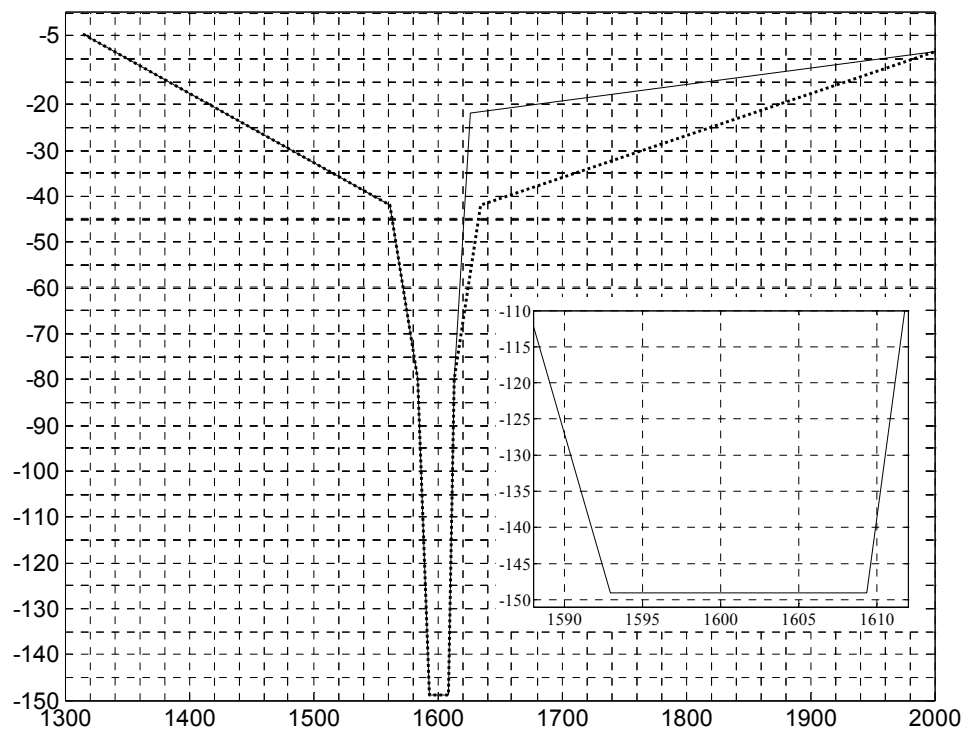


Рис. 7.2. Зависимость уровня нежелательного сигнала от частоты для ГЛОНАСС-SBAS

Для приемников, применяемых для операций неточного захода на посадку, интенсивность нежелательного сигнала на 3 дБВт меньше значений, указанных на рис. 7.1 и рис. 7.2. При полете по маршруту и навигации в районе аэродрома требования к интенсивности нежелательного сигнала еще более мягкие- на 6 дБВт меньше указанных на рис. 7.1 и рис. 7.2. Например, для приемника ГЛОНАСС, работающего на частоте 1600 МГц при точном заходе на посадку интенсивность помехи – 149.5 дБВт; при неточном – (минус)152.5 дБВт; на маршруте- (минус) 155.5 дБВт. График на рис. 5. 2 справедлив для величины полезного сигнала на входе антенны, равной – 165. 5 дБВт ..

Зависимости для помех, представляющих шумоподобные сигналы приведены на рис. 7.3 и рис. 7.4. По оси ординат отложены значения интенсивности помехи в дБВт, по горизонтальной оси для удобства представления результатов отложена полоса частот шумоподобного сигнала, выраженная в дБ от Гц. Например, значениям 40 на рис. 7.3 и рис. 7.4 соответствует полоса частот 10000 Гц. Пересчет выполняется по формулам

$$w_B, \text{дБ} = 10 \cdot \lg(w_B, \text{Гц});$$

$$w_B, \text{Гц} = 10^{w_B, \text{дБ}/10},$$

где $w_B, \text{дБ}$ и $w_B, \text{Гц}$ - полоса частот в дБ и Гц соответственно.

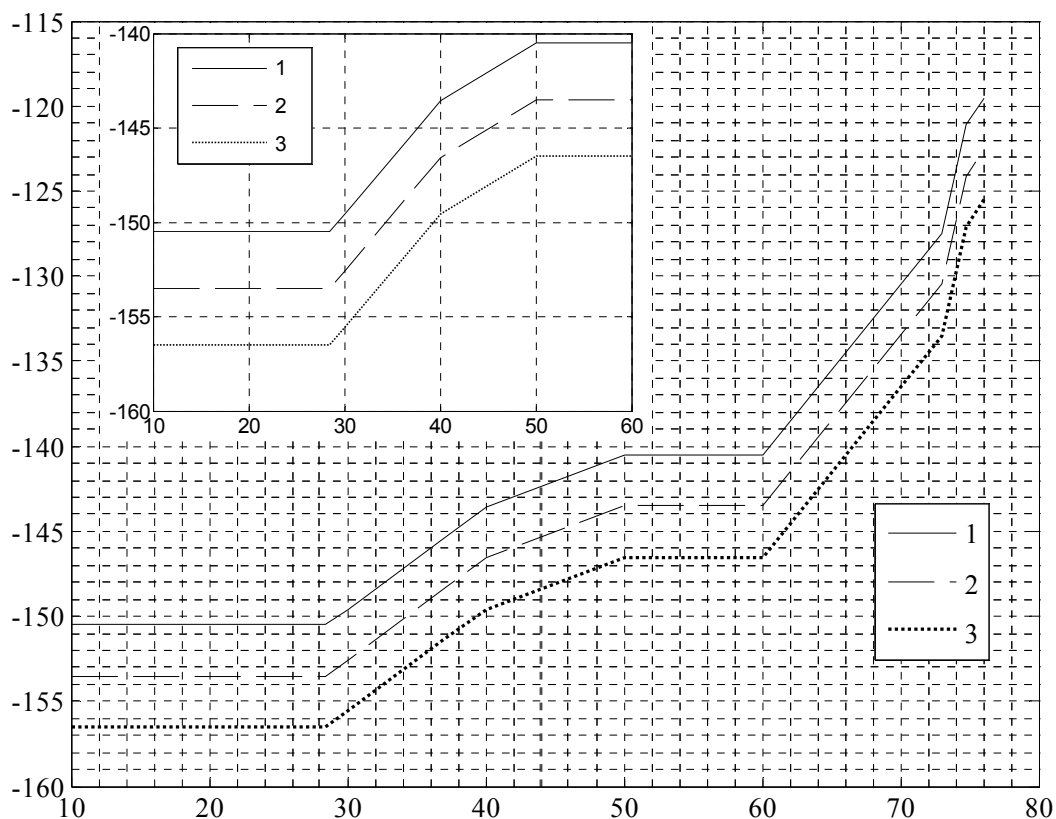


Рис. 7.3. Зависимости максимального значения шумоподобной помехи для навигационных приемников GPS и SBAS на частоте L1: 1- точный заход на посадку, 2- неточный заход на посадку, 3- полеты по маршруту, в зоне аэродрома, обнаружение и поиск сигнала

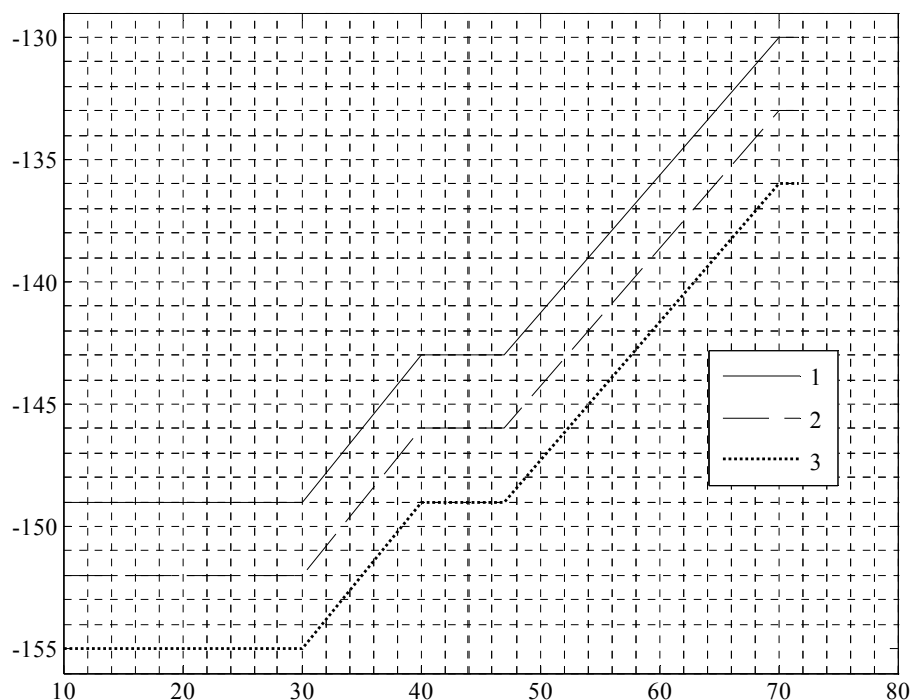


Рис. 7.4. Зависимости максимального значения шумоподобной помехи для навигационных приемников ГЛОНАСС на частоте L1: 1- точный заход на посадку, 2- неточный заход на посадку, 3- полеты по маршруту, в зоне аэродрома, обнаружение и поиск сигнала

Характеристики импульсной помехи приводятся в таблица 7.1.

Таблица 7.1

Максимальная интенсивность импульсной помехи

| Параметр импульсной помехи | Значения импульсной помехи | |
|--------------------------------------|-------------------------------------|----------------------------|
| | GPS - SBAS | ГЛОНАСС |
| Полоса частот | 1575.42 ± 10 МГц | от 1592.925 до 1609.36 МГц |
| Пиковая мощность импульса помехи, Вт | 1 | 1 |
| Длительность импульса (τ) | 125 мкс ≤ τ, 1 мс ≤ τ, (для GPS) | 1 мс ≤ τ, |
| Скважность | Не более 10 % | Не более 10 % |

Для приемников GPS, предназначенных для работы в составе системы WAAS интенсивности нежелательных сигналов приведены в таблица 7.2 и таблица 7.3.

Таблица 7.2

Отношение помеха/сигнал в системе WAAS/GPS

| Частота f_i непрерывного синусоидального сигнала помехи, МГц | Отношения мощности помехи к мощности сигнала для WAAS/GPS, дБ |
|--|---|
| $f_i \leq 1181.1$ | ≥100 |
| $1181.1 < f_i \leq 1217.6$ | +100 - 2*($f_i - 1181.1$) |
| $1217.6 < f_i \leq 1237.6$ | 27 |
| $1237.6 < f_i \leq 1274.1$ | +27 + 2*($f_i - 1237.6$) |
| $1274.1 < f_i \leq 1530.42$ | ≥100 |
| $1530.42 < f_i \leq 1565.42$ | +100 - 2*($f_i - 1530.42$) |
| $1565.42 < f_i \leq 1585.42$ | 30 (C/A-код), 27 (P-код) |
| $1585.42 < f_i \leq 1630.42$ | +30 + 2*($f_i - 1585.42$) |
| $1630.42 < f_i$ | ≥120 |

Отношение мощности шумоподобной помехи к мощности сигнала в системе WAAS/GPS

| Тип сигнала | Ширина полосы частот шумоподобной помехи $w_B, \text{кГц}$ | Минимальная величина отношения мощности помехи к мощности сигнала для WAAS/GPS, дБ |
|--------------|---|--|
| L1-C/A-код | $0 < w_B \leq 0.6$ | 16 |
| L1-C/A-код | $0.6 < w_B \leq 1 \text{ кГц}$ | 21 |
| L1-C/A-код | $1 < w_B \leq 10$ | $21 + 6\log(w_B/1000)$ |
| L1-C/A-код | $10 < w_B \leq 100$ | $27 + 3\log(w_B Bw_i/10000)$ |
| L1-C/A-код | $100 < w_B Bw_i$ | 30 |
| L2-P(Y) –код | Для любой ширины полосы | 27 |

Помехоустойчивость бортового спутникового навигационного приемника по каналу передачи данных корректирующей информации в рабочей полосе частот 108...117.75 МГц разделяется на помехоустойчивость к радиопомехе в рабочих и соседних каналах..

Для рабочих каналов радиопомеха, относящаяся к временному интервалу передачи данных должна быть на 26 дБ ниже мощности полезного сигнала. Для других временных интервалов интенсивность помехи не должна превышать величины 15 дБм на входе приемника.

Работоспособность приемника должна сохраняться при воздействии на первые соседние каналы, радиопомехи превышающей мощность полезного сигнала на 18 дБ мощность, если радиопомеха представляет собой сигнал передачи данных, в том же временном интервале, что и полезный сигнал. Радиопомеха от системы VOR не должна превышать мощность полезного сигнала.

Для вторых соседних каналов мощность радиопомехи может быть выше мощности полезного сигнала на 43 дБ, если радиопомеха представляет собой сигнал передачи данных, в том же временном интервале, что и полезный сигнал и на 34 дБ выше полезного сигнала, если радиопомеха есть сигнал от системы VOR.

Для третьих и последующих соседних каналов мощность радиопомехи может быть на 46 дБ выше мощности полезного сигнала, если радиопомеха представляет собой сигнал передачи данных, в том же временном интервале или сигнал системы VOR.

Отметим, что первые соседние каналы отстоят от рабочего канала на ± 25 кГц, вторые – на ± 50 кГц, третьи и последующие – на $\pm(25.0 n)$ кГц ($n= 3$ и более).

Максимальные уровни интенсивности радиопомех вне полосы 108...117.75 МГц приведены в таблица 7.4 [11].

Максимальная интенсивность радиопомехи на входе приемника

| Диапазон частот, МГц | Интенсивность радиопомехи, дБм | Рабочий диапазон частот, МГц |
|-------------------------|-----------------------------------|---------------------------------|
| 0.05...88 | -13.0 | 108...117.75 |
| 88...102 | 15.0 | 108...117.75 |
| 104 | 10.0 | 108...117.75 |
| 106 | 5.0 | 108...117.75 |
| 107.9 | -10 | 108.025...111.975 |
| 107.9 | 0.0 | 112...117.75 |
| 118.0 | -44.0 | 108...117.75 |
| 118.025 | -41.0 | 108...117.75 |
| 118.05...1660.5 | -13.0 | 108...117.75 |

Из приведенных в таблица 7.1 – таблица 7.4 и рис. 7.1 - рис. 7.4 данных можно заключить следующее:

- наиболее восприимчивыми к помехам являются радиоканалы GPS (частоты L1 и L2), радиоканалы ГЛОНАСС (частоты L1 и L2), радиоканал SBAS (частота L1 GPS), радиоканал передачи корректирующей информации GBAS (диапазон частот 108 – 117.975 МГц), радиоканал передачи корректирующей информации морских DGNSS (диапазон частот 283 – 325 кГц).

б) наиболее опасными помехами являются синусоидальные и шумоподобные сигналы. Штатное функционирование СРНС при таких помехах сохраняется, если их интенсивность на 10 – 12 дБ превышает минимально допустимый уровень сигнала (-160 дБВт).

Можно ожидать, что с вводом в эксплуатацию системы GALILEO принципиальных количественных отличий от приведенных требований по помехозащищенности и помехоустойчивости не будет.

Основные причины нарушения штатного функционирования СРНС из – за воздействия помех:

а) применение непредусмотренных штатным режимом дополнительных радиоэлектронных средств (РЭС) гражданского или военного назначения;

б) несоблюдение норм электромагнитной совместимости при вводе в эксплуатацию новых РЭС;

в) преднамеренная постановка помех с воздуха, моря или земли.

Меры по защите от помех определяются конкретным применением аппаратуры GNSS, сигнально- помеховой обстановке и тактикой противодействия помехам. Важным этапом в борьбе с воздействием помех является распознавание помех и определение местоположения постановщика. Можно выделить следующие основные направления повышения помехоустойчивости для спутниковой навигационной аппаратуры подвижных объектов:

регулирование всего спектра частот на международной основе;

проведение дополнительных работ по обеспечению электромагнитной совместимости;

использование внешних или внутренних обнаружителей помех;

создание специальных схем подавления помех (фильтры, развязки, алгоритмы обработки) в навигационных приемниках;

применение алгоритмов сглаживания кодовых измерений с использованием дополнительных измерений фазы несущей;

использование информации дополнительных бортовых средств для сужения полосы пропускания следящих трактов приемников GNSS;

интеграция аппаратуры GNSS с другими бортовыми навигационными средствами.

7.1.2 Экспериментальные наблюдения воздействия помех на навигационный приемник

Приведем результаты экспериментальных наблюдений воздействия простого синусоидального сигнала- помехи на спутниковый навигационный приемник. На рис. 7.5 изображено интерфейсное окно навигационного приемника ProPak G2, работающего в режиме приема сигналов спутников GPS на частоте $L1$.

Изображения видимых спутников показаны в азимутальной плоскости, состояние каналов регистрируется таблице (в частности, соотношение сигнал шум- C/N_0). При включении синусоидального генератора сигнала- помехи, настроенного на частоту близкую к $L1$ происходит следующее. По мере увеличения излучаемой мощности уменьшается соотношение C/N_0 в каналах приемника. Каналы, работающие по спутникам, находящиеся низко над горизонтом перестают функционировать (рис. 7.6). По мере увеличения интенсивности сигнала- помехи, при достижении определенного порога соотношения C/N_0 происходит отключение каналов приемника (рис. 7.7), приемник прекращает определять координаты и переходит в режим поиска сигналов спутника. После отключения сигнала- помехи работоспособность приемника восстанавливается.

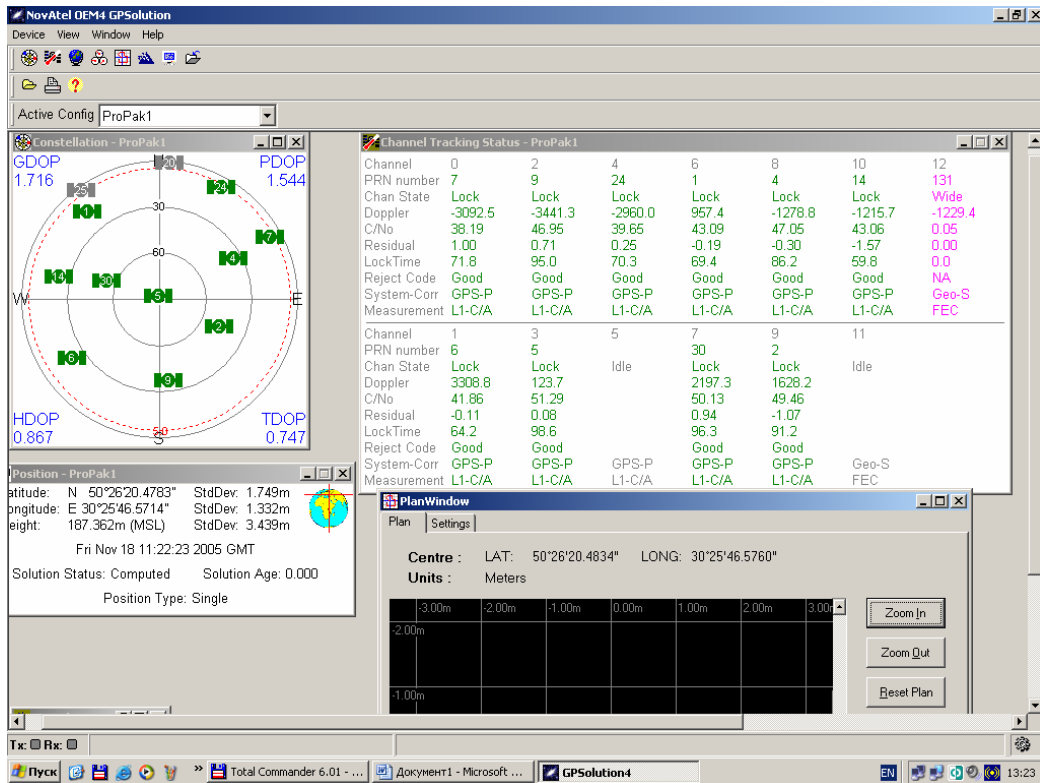


Рис. 7.5. Интерфейс приемника ProPak G2

Двухчастотный приемник ProPak LB plus при воздействии сигнала- помехи на частоте L2 продолжает функционировать на частоте L1. При сигнале помехе на частоте близкой к L1 приемник переходит в режим поиска сигналов спутников на обеих частотах (рис. 7.8).

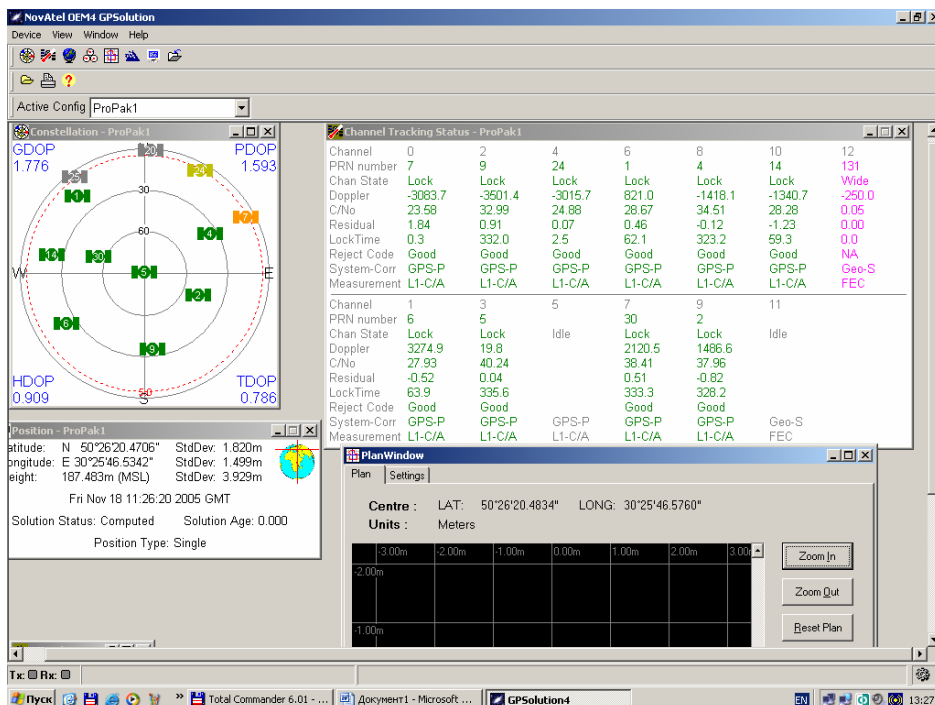


Рис. 7.6. Интерфейс приемника ProPak G2 при слабом сигнале- помехе

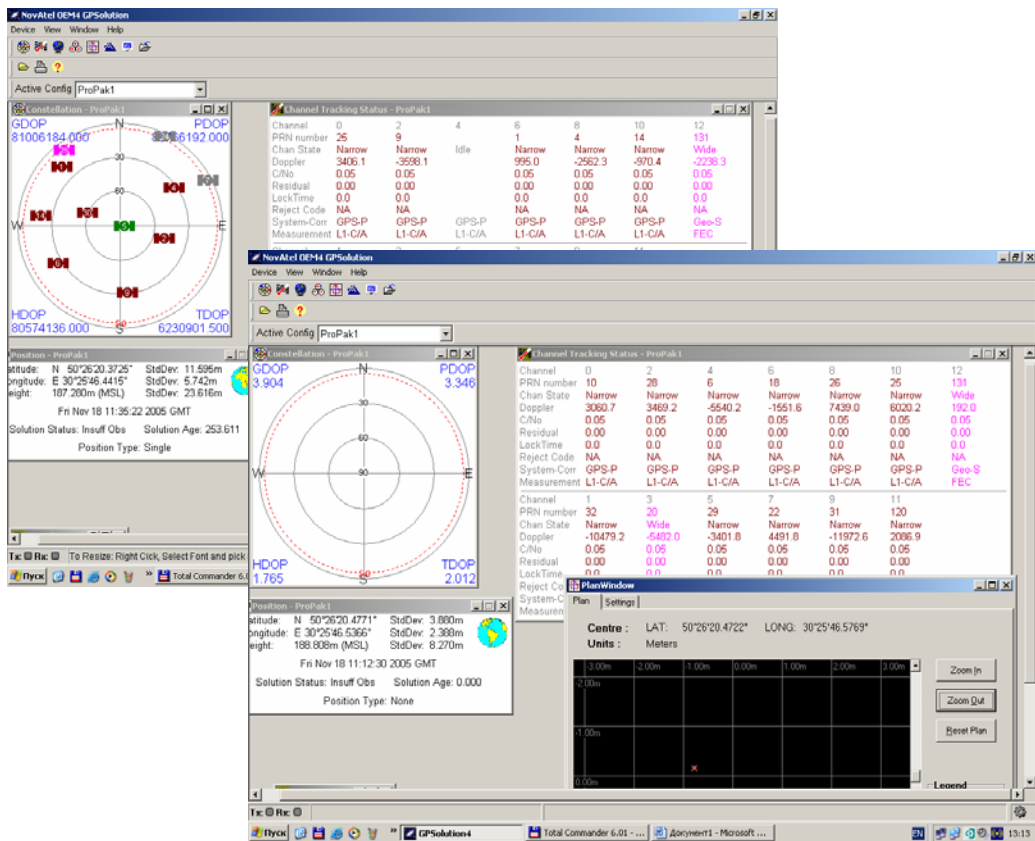


Рис. 7.7. Интерфейс приемника ProPak G2 при интенсивном сигнале- помехе

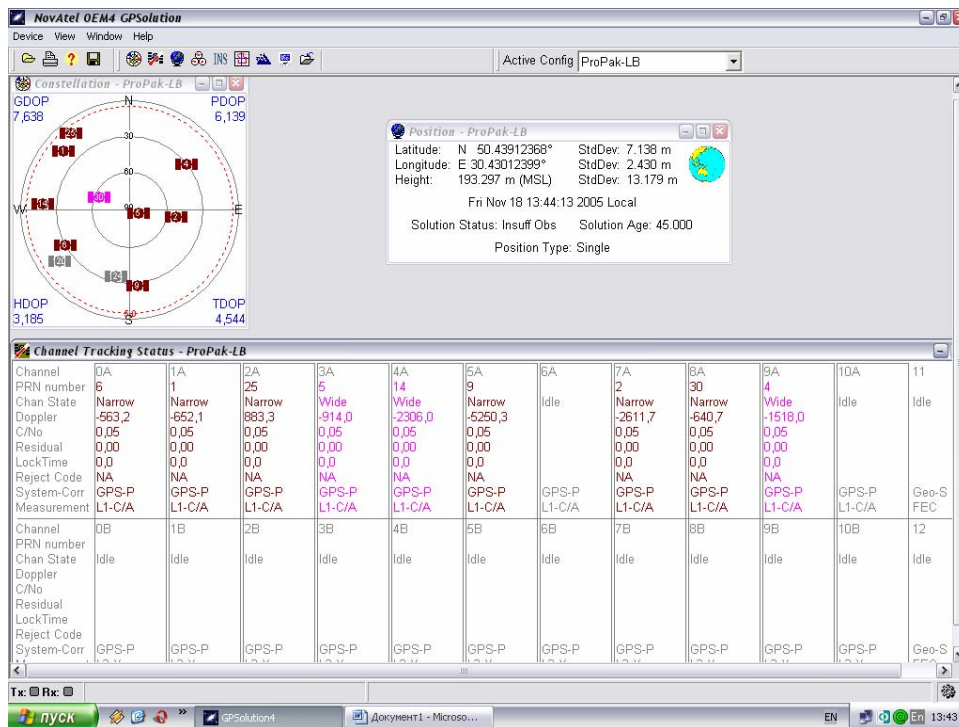


Рис. 7.8. Интерфейс приемника ProPak LB plus при интенсивном сигнале- помехе на частоте L1 Аналогичным образом реагируют на воздействие помех большинство навигационных приемников.

7.2 Адаптивные антенные решетки

7.2.1 Подавление помех адаптивными антенными решетками

Наиболее действенным способом подавления помех в настоящее время признано применение адаптивных антенно-приемных систем (ААПС) на базе антенных решеток [55, 79, 80, 81, 82]. Основное преимущество ААПС заключается в способности таких систем благодаря многоканальности автоматически обнаружить присутствие источников помех и подавлять их сигналы на выходе системы. При этом результирующая эффективность гораздо выше, чем при обычных известных способах, как например, при использовании широкополосных сигналов или остронаправленных антенн.

Адаптивная антенно-приемная система включает в себя многоэлементную антенную решетку, диаграммообразующую подсистему и адаптивное приемное устройство, осуществляющее автоматическую подстройку диаграммы направленности антенны с образованием провалов в направлении прихода помех.

Условие приема полезного сигнала при этом практически не ухудшается из-за поддержания нужной формы ДН. В ААПС для увеличения выходного отношения сигнал/помеха используется различие пространственных характеристик сигналов и помех т. е. осуществляется пространственная фильтрация.

Подавление осуществляется на входе навигационного приемника, где динамический диапазон аппаратуры выше, чем в последующих каскадах (в местах традиционного ослабления помех).

Адаптивные антенно-приемные системы спутниковой навигации разрабатывались до недавнего времени преимущественно для нужд вооруженных сил НАТО. В 1998-2007 г. г. появился целый ряд публикаций по работам в этом направлении.

Имеется большое разнообразие методов и средств построения ААС. Оно определяется сочетанием критериев эффективности и адаптивных алгоритмов управления.

Учитывая, что ААС могут использоваться как для бортовых приемников GNSS, так и для наземной аппаратуры, например, контрольно-корректирующих станций (ККС) дополнительно накладываются различия в ограничительных условиях.

Для ААС бортовых навигационных приемников необходимо считаться с жесткими ограничениями на массогабаритные показатели и энергопотребление. В то же время для таких ААС важно добиться быстрого действия, удовлетворяющего динамике изменения сигнально-помеховой обстановки при маневре летательного аппарата. Отсюда вытекает необходимость выбирать АР с малым количеством элементов, что влияет на выбор адаптивного алгоритма управления.

Для ААС аэродромных контрольно-корректирующих станций АР может иметь значительно большее число элементов. Это позволяет ставить перед ААС дополнительные задачи, такие, например, как подавление помех от большого числа постановщиков и определения их местоположения при организации ККС в многопозиционные системы.

Требования к быстродействию таких ААС менее жесткие. Но при соответствующей постановке задачи может появиться необходимость в точном определении угловых координат постановщика помех. Отсюда вытекают особенности выбора алгоритма адаптации.

В данном подразделе ограничимся рассмотрением некоторых основных характеристик идеализированной адаптивной антенной решетки не касаясь вопросов оптимального обнаружения сигнала в условиях помех. ААР рассматривается как пространственный фильтр, «вырезающий» нежелательный сигнал приходящий с априорно заданного направления.

Приведем описание функционирования адаптивной антенной решетки при следующих допущениях. Колебания электромагнитного поля гармонические, элементы решетки линейные, взаимодействие между элементами пренебрежимо малы, радиотракты согласованы. Представим ААР в виде следующих основных элементов (рис. 7.9): излучателей - $1, \dots, n$, фазовращателей- $\varphi_1, \dots, \varphi_n$, аттенуаторов- A_1, \dots, A_n , сумматора и модуля управления амплитудой и фазой.

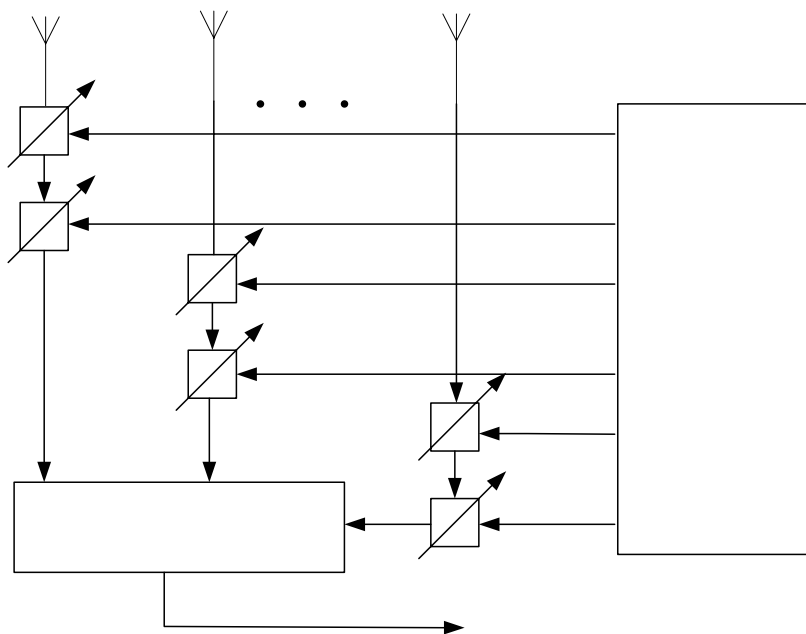


Рис. 7.9. Функциональная схема адаптивной антенной решетки

При падении на апертуру ААР плоских электромагнитных волны из верхней полусферы происходит возбуждение микроволновых цепей, соединяющих излучатели с входами сумматора. Каждому направлению прихода плоских электромагнитных волн соответствует определенное амплитудно- фазовое распределение на выходах излучателей. Среди сигналов, поступающих в апертуру ААР, могут быть и сигналы- помехи, приходящие с определенных

направлений. Если направления прихода сигналов- помех известны, то изменением коэффициентов передачи каналов ААР можно добиться таких условий, при которых сигналы- помехи существенно ослаблены по сравнению с полезными сигналами навигационных спутников.

Рассмотрим решение задачи подавления сигнала- помехи, приходящего с априорно заданного направления с применением мало элементных ААР. Определение направления прихода сигнала- помехи в данном рассмотрении не имеет принципиального значения, поскольку может быть решено различными радиотехническими приемами, в том числе и с использованием функциональных возможностей ААР. Направления прихода полезных сигналов навигационных спутников всегда можно определить, хотя бы по данным альманаха.

Амплитудно- фазовое распределение на выходе излучателей ААР определяется через ее функцию направленности [10]. Функция направленности антенной решетки, состоящей из n элементов по полю имеет вид

$$D(\theta, \varphi) = I(\theta, \varphi) \cdot \sum_{i=1}^n A_i \cdot \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot (x_i \cos \varphi + y_i \sin \varphi)), \quad (7.1)$$

где $I(\theta, \varphi)$ - функция направленности излучателя,
 θ - угол (рис. 7.10), отсчитывается от оси Z ,
 φ - угол (рис. 7.10), отсчитывается от оси X ,
 x_i, y_i – координаты фазового центра i -го излучателя в прямоугольной системе координат

Сумма в выражении (7.1) называется множителем антенной решетки.

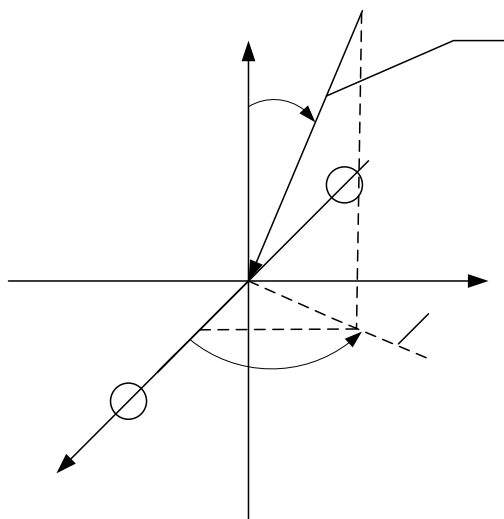


Рис. 7.10. Излучатели двухэлементной ААР в декартовой системе координат
 Выделим микроволновую цепь ААР, содержащую сумматор, управляемые фазовращатели и аттенюаторы (рис. 7.11).

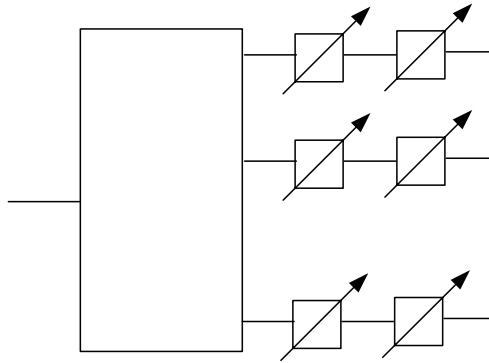


Рис. 7.11. Микроволновая цепь ААР

Обозначим коэффициенты передачи цепи рис. 3 (элементы параметров рассеяния [Ошибка! Источник ссылки не найден.]) с входов $1, \dots, n$ на выход \sphericalangle через $S_{\Sigma i}, i = 1, \dots, n$.

Пусть из верхней полусферы под углами θ_N, φ_N в ААР приходят n сигналов в виде плоских электромагнитных волн. Применяя матричное соотношение для каждого из n сигналов

$$[b_{\Sigma}] = [S_{\Sigma}] \cdot [Sv(\theta, \varphi)]$$

получаем на выходе \sphericalangle соотношения для каждой составляющей спектра падающих

волн

$$\begin{aligned} b_{\Sigma 1}(\theta_1, \varphi_1) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_1, \varphi_1) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_1, \varphi_1) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_1, \varphi_1), \\ b_{\Sigma 2}(\theta_2, \varphi_2) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_2, \varphi_2) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_2, \varphi_2) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_2, \varphi_2), \\ &\dots \\ b_{\Sigma n}(\theta_n, \varphi_n) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_n, \varphi_n) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_n, \varphi_n) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_n, \varphi_n), \end{aligned} \quad (7.2)$$

Сумма составляющих (7.2)

$$b_{\Sigma}(\theta_{\Sigma}, \varphi_{\Sigma}) = \sum_{i=1}^n b_{\Sigma i} \quad (7.3)$$

является результирующим сигналом на выходе \sphericalangle сумматора.

Сигнал $b_{\Sigma}(\theta_{\Sigma}, \varphi_{\Sigma})$ поступает на вход навигационного приемника и распределяется между его каналами. При соответствующем качестве сигналов каналы приемника выбирают из (7.3) только те сигналы, на которые настроен канал, поскольку каждый канал приемника настраивается на «свой» спутник. Если в смеси сигналов (7.3) имеется достаточно интенсивный сигнал-помеха, то обнаружения сигналов спутника не происходит и приемник перестает функционировать.

Пусть априорно известны направления прихода сигналов θ_m, φ_m . Для общности запишем выражение (7.2) в виде

$$\begin{bmatrix} S_1(\theta_1, \varphi_1) & S_2(\theta_1, \varphi_1) & \dots & S_n(\theta_1, \varphi_1) \\ S_1(\theta_2, \varphi_2) & S_2(\theta_2, \varphi_2) & \dots & S_n(\theta_2, \varphi_2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ S_1(\theta_m, \varphi_m) & S_2(\theta_m, \varphi_m) & \dots & S_n(\theta_m, \varphi_m) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_{\Sigma 1} \\ S_{\Sigma 2} \\ \dots \\ S_{\Sigma n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \dots \\ b_n \end{bmatrix}, \quad (7.4)$$

или сокращенно

$$[S] \cdot [S_x] = [b] \quad (7.5)$$

где $S_n(\theta_m, \varphi_m) = I(\theta_m, \varphi_m) \cdot A_n \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_m \cdot (x_n \cos \varphi_m + y_n \sin \varphi_m))$ - волна с излучателя

n и направления m , поступающая в канал n цепи рис. 7.11;

$[b]$ - вектор суммарного сигнала с направлений $1, \dots, n$;

$[S_x] = [S_x]$ - вектор весовых коэффициентов.

Если количество направлений прихода сигналов равно количеству излучателей $n = m$, то решение системы уравнений (7.5) запишется

$$[S_x] = [S]^{-1} \cdot [b] \quad (7.6).$$

Если $m > n$ - число уравнений больше числа неизвестных, то решение будет иметь вид

$$[S_x] = ([S]^T [S])^{-1} [S]^T \cdot [b] \quad (7.7)$$

Если с какого-либо априорно известного направления или направлений приходит сигнал- помеха, то приравняв соответствующие составляющие в векторе $[b]$ нулю и задав, оставшимся коэффициентам определенные значения, можно определить весовые коэффициенты $[S_x]$, при которых сигнал- помеха будет существенно ослаблен. Значения коэффициентов $[S_x]$ устанавливаются управляемыми элементами, изменяющими амплитуду и фазу коэффициентов передачи в схеме рис. 7.11.

7.2.2 Моделирование адаптивных антенных решеток

Приведем результаты моделирования функций направленности ААР при выполнении процедур адаптации к сигналу- помехе, приходящему с заданного направления для двух-, четырех- и пяти элементных ААР. Для получения количественных значения и формирования уравнений адаптации будем использовать конкретную конфигурацию видимых спутников GPS, изображенную на рис. 7.12. Углы азимута θ и места φ спутников, соответствующие конфигурации рис. 7.12 приведены в таблица 7.5.

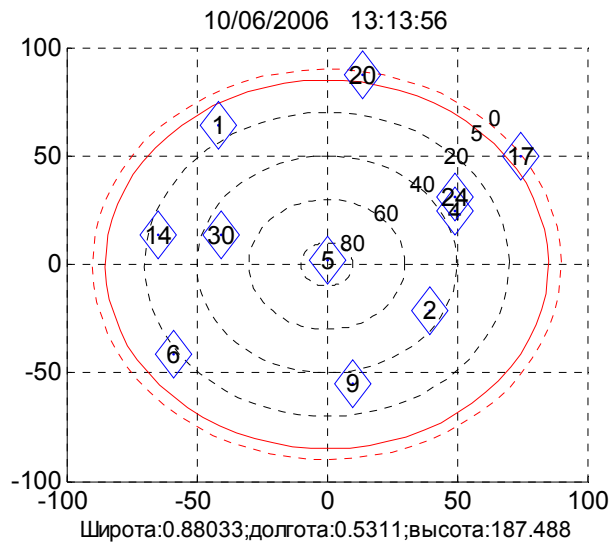


Рис. 7.12. Видимость навигационных спутников GPS

Таблица 7.5

Углы видимых спутников GPS

| Номер спутника | 1 | 2 | 4 | 5 | 6 | 9 | 14 | 17 | 20 | 24 | 30 |
|----------------------|-----|-----|----|----|-----|-----|-----|----|----|----|-----|
| Угол θ° | 14 | 45 | 35 | 88 | 18 | 35 | 24 | 1 | 2 | 32 | 48 |
| Угол φ° | 327 | 118 | 64 | 15 | 235 | 170 | 282 | 56 | 9 | 58 | 288 |

Двух элементная ААР. Из выражений (7.5-7.7) с учетом геометрии ААР (рис. 7.10) получим уравнения адаптации для двух элементной ААР

$$\begin{bmatrix} \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_p \cdot (-\frac{d}{2} \cos \varphi_p)) & \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_p \cdot (\frac{d}{2} \cos \varphi_p)) \\ \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_s \cdot (-\frac{d}{2} \cos \varphi_s)) & \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_s \cdot (\frac{d}{2} \cos \varphi_s)) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2 \end{bmatrix}, \quad (7.8)$$

где λ - длина волны электромагнитных колебаний; d - расстояние между излучателями; θ_p, φ_p - углы места и азимута сигнала помехи; θ_s, φ_s - углы места и азимута, под которыми должен приниматься полезный сигнал; S_1, S_2 - неизвестные коэффициенты, которые удовлетворяют выражение (7.8).

Выбор величин в правой части уравнения (7.8) и углов θ_s, φ_s имеет важное значение, поскольку именно эти параметры определяют конечный результат подавления сигнала- помехи после применения процедуры адаптации. Можно полагать, что углы θ_s, φ_s могут быть углами спутников, находящихся в зоне видимости. Применение процедур адаптации может быть выполнено для каждого из видимых спутников и из совокупности полученных решений для S_1, S_2 выбран приемлемый вариант. То же касается и правой части системы (7.8), если ее представить набором столбцов, а из результатов решений выбрать удовлетворительное.

После определения неизвестных S_1, S_2 , применяя формулу (7.1) может быть получена функция направленности ААР адаптированной к сигналу помехи. Для рассматриваемого частного случая она будет иметь вид

$$D(\theta, \varphi) = (1 + \cos \theta) \cdot [S_1 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot \cos \varphi) + S_2 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot \cos \varphi)], (7.9)$$

где множитель $(1 + \cos \theta)$ - рассматривается, как диаграмма направленности одиночного излучающего элемента.

Для ААР на рис. 7.13 и рис. 7.14 изображены функции направленности в угломестной и азимутальной плоскостях при подавлении сигнала- помехи для входных данных:

сигнал- помеха приходит с направлений - $\theta = 85^\circ$, $\varphi = 45^\circ$ (рис. 7.13); $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 30^\circ$ (рис. 7.14);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников задаются таблица 7.5.

Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в табл. 2 5. 6. На рис. 7.13 и рис. 7.14 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс угол в градусах.

На рис. 7.15. изображена пространственная функция направленности ААР для $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 30^\circ$. Как следует из рисунка, пространственная диаграмма не зависит от азимутального угла и формируется в пределах 360° азимутальной плоскости.

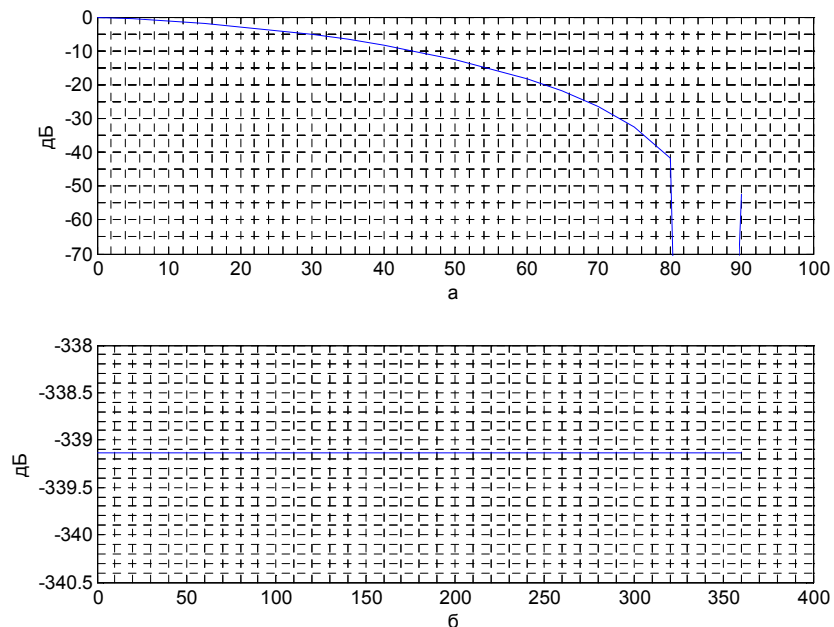


Рис. 7.13. Функции направленности ААР: а- угло местная плоскость; б- азимутальная плоскость

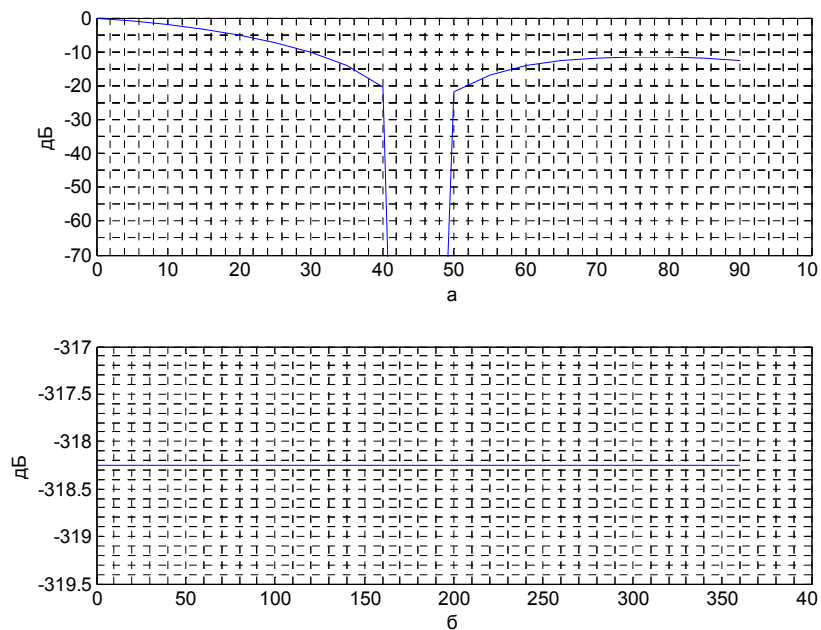


Рис. 7.14. Функции направленности ААР: а- угломестная плоскость; б- азимутальная плоскость

На рис. 7.15 - рис. 7.18 изображены результаты моделирования объемных диаграмм направленности двухэлементной ААР после применения процедур адаптации для некоторых направлений прихода сигнала – помехи.

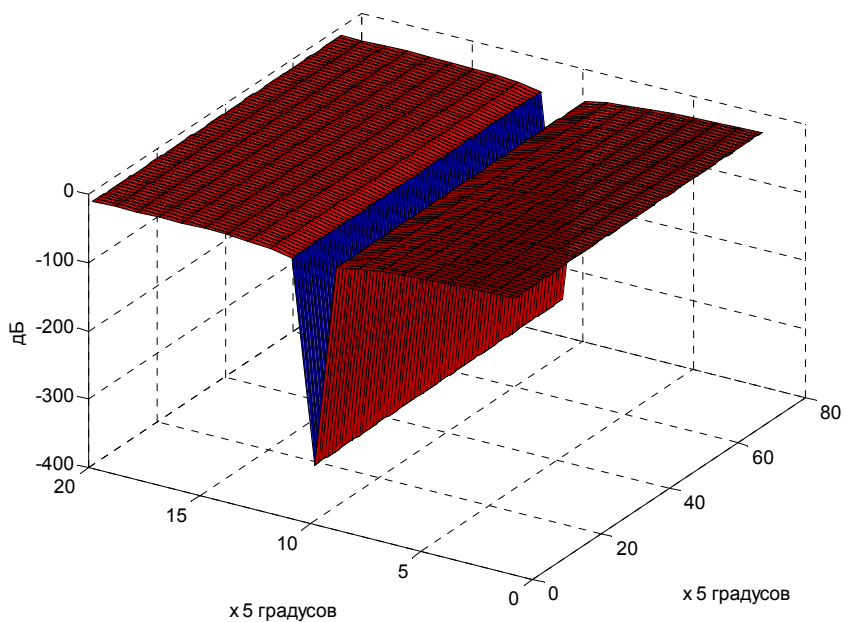


Рис. 7.15. Функции направленности ААР в прямоугольных координатах для $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 30^\circ$

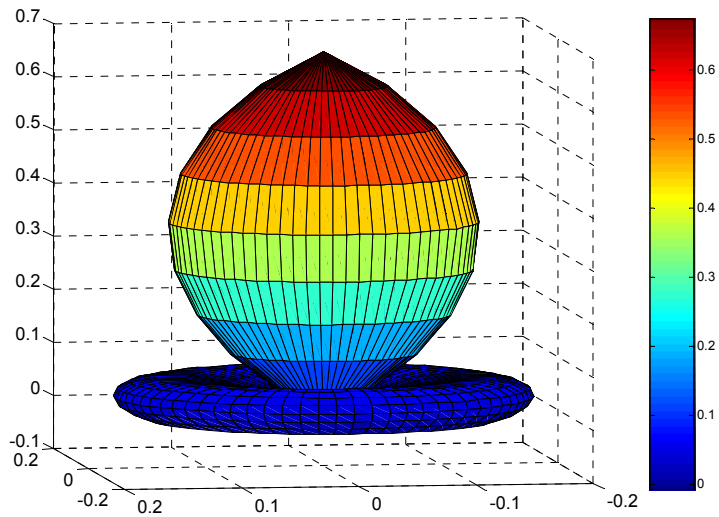


Рис. 7.16. Функции направленности ААР в сферических координатах для для $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 30^\circ$

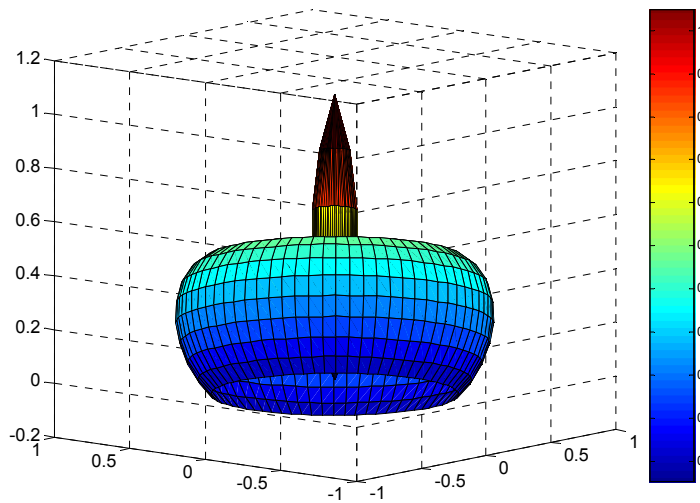


Рис. 7.17. Функции направленности ААР в сферических координатах для для $\theta = 25^\circ$, $\varphi = 30^\circ$

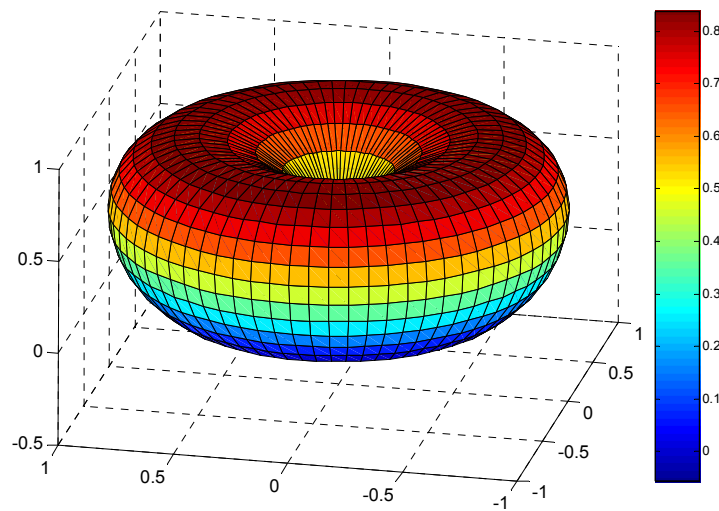


Рис. 7.18. Функции направленности ААР в сферических координатах для для $\theta = 0^\circ$, $\varphi = 30^\circ$

Четырехэлементная ААР (рис. 7.19). Уравнение адаптации четырех элементной ААР по структуре аналогично (7.8)

$$\begin{bmatrix} S_{1P} & S_{2P} & S_{3P} & S_{4P} \\ S_{1Sv1} & S_{2Sv1} & S_{3Sv1} & S_{4Sv1} \\ S_{1Sv2} & S_{2Sv2} & S_{3Sv2} & S_{4Sv2} \\ S_{1Sv3} & S_{2Sv3} & S_{3Sv3} & S_{4Sv3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (7.10)$$

где $S_{1P} = \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_p \cdot (\cos \varphi_p + \sin \varphi_p))$,

$$S_{2P} = \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_p \cdot (\cos \varphi_p - \sin \varphi_p)),$$

$$S_{3P} = \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_p \cdot (\cos \varphi_p + \sin \varphi_p))$$

$S_{4P} = \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_p \cdot (\cos \varphi_p - \sin \varphi_p))$ - сигналы помехи, приходящей с направления

θ_p, φ_p в излучатели с номерами 1, 2, 3, 4 соответственно;

$$S_{1Svi} = \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_i \cdot (\cos \varphi_i + \sin \varphi_i)),$$

$$S_{2Svi} = \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_i \cdot (\cos \varphi_i - \sin \varphi_i)),$$

$$S_{3Svi} = \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_i \cdot (\cos \varphi_i + \sin \varphi_i)),$$

$S_{4Svi} = \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \cdot d \cdot \sin \theta_i \cdot (\cos \varphi_i - \sin \varphi_i))$ для $i=1, 2, 3$ сигналы спутников, приходящие

в излучатели с номерами 1, 2, 3, 4 с направлений θ_i, φ_i . Другие составляющие выражения (7.10) имеют такой же смысл, что и в (7.8).

После определения неизвестных S_1, \dots, S_4 , применяя формулу (7.1) получим функцию направленности ААР адаптированной к сигналу помехи. Для четырех элементной ААР она примет вид

$$\begin{aligned} D(\theta, \varphi) = & (1 + \cos \theta) \cdot [S_1 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + \\ & + S_2 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi)) + \\ & + S_3 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + \\ & + S_4 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi))] \end{aligned} \quad (5.11)$$

Для четырех элементной ААР на рис. 7.20 и рис. 7.21 изображены функции направленности в угломестной и азимутальной плоскостях при подавлении сигнала- помехи для входных данных:

сигнал- помеха приходит с направлений - $\theta = 85^\circ$, $\varphi = 170^\circ$ (рис. 7.20); $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 170^\circ$ (рис. 7.21);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников задаются таблица 7.6.

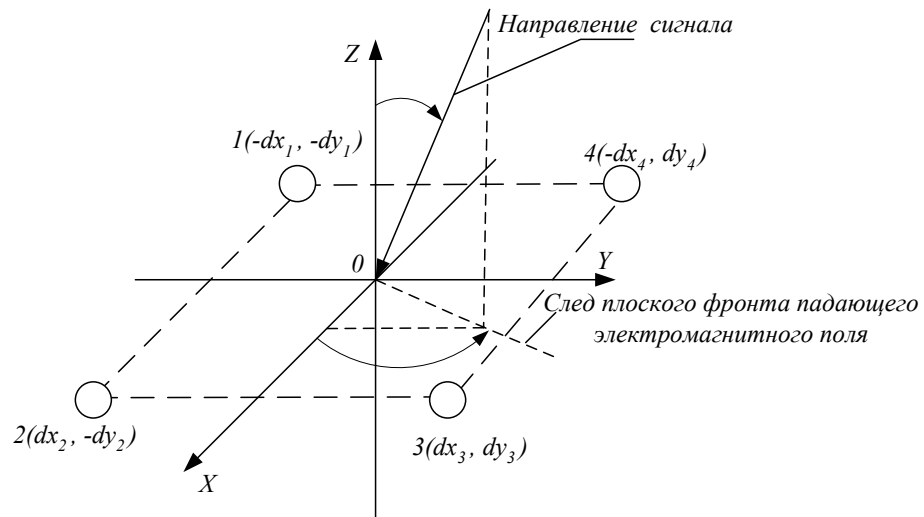


Рис. 7.19. Излучатели четырех элементной ААР в декартовой системе координат

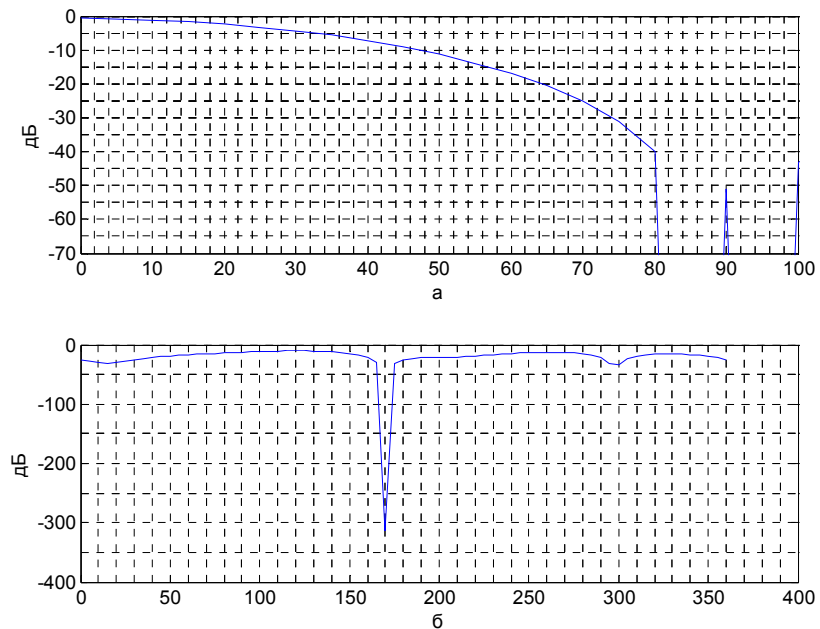


Рис. 7.20. Функции направленности ААР: а- уголместная плоскость; б- азимутальная плоскость

Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в таблица 7.6. На рис. 7.20 и рис. 7.21 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс угол в градусах.

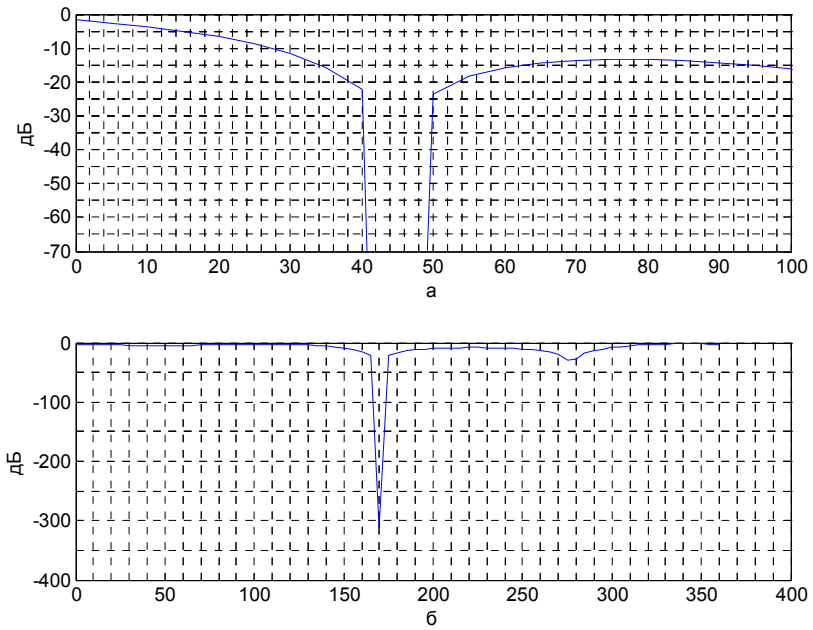


Рис. 7.21. Функции направленности ААР: а- угломестная плоскость; б- азимутальная плоскость

На рис. 7.22-рис. 7.24 изображены результаты моделирования объемных диаграмм направленности четырех элементной ААР после применения процедур адаптации для некоторых направлений прихода сигнала – помехи: $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 170^\circ$ (рис. 7.22, рис. 7.23); $\theta = 10^\circ$, $\varphi = 350^\circ$ (рис. 7.24).

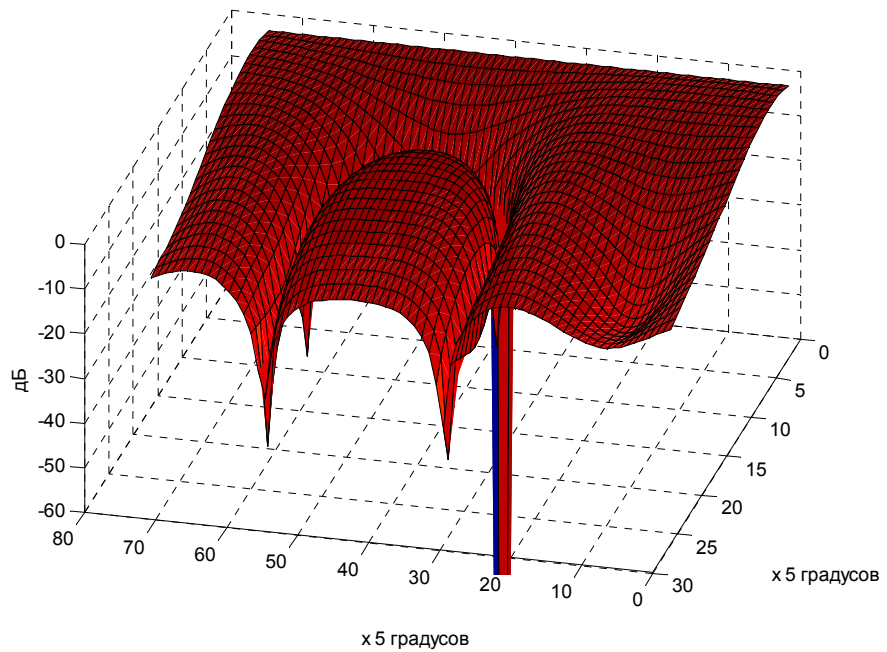


Рис. 7.22. Функции направленности ААР в прямоугольных координатах

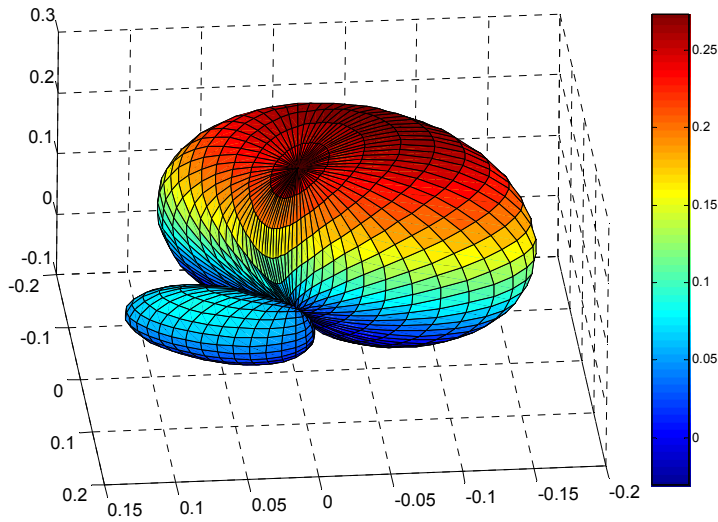


Рис. 7.23. Функции направленности ААР в сферических координатах

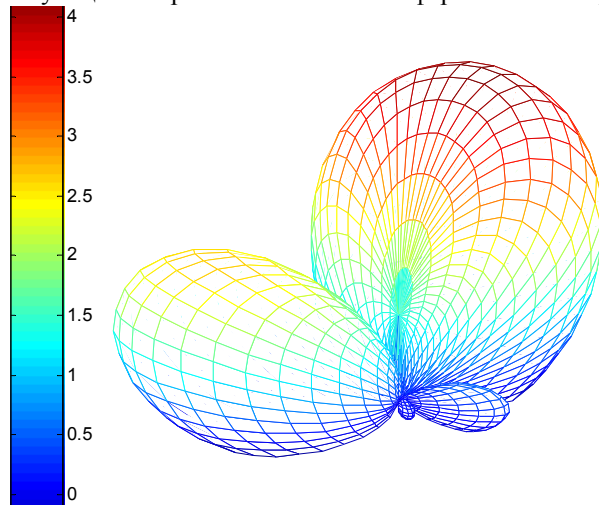


Рис. 7.24. Функции направленности ААР в сферических координатах

Пяти элементная ААР (рис. 7.25). Уравнения адаптации пяти элементной ААР формируется также как и четырехэлементной. Следует лишь учесть, что элемент θ , находящийся в центре координат на рис. 7.25 не будет иметь экспоненциальных множителей. Функция направленности пяти элементной ААР, адаптированная к сигналу помехе

$$\begin{aligned}
 D(\theta, \varphi) = & (1 + \cos \theta) \cdot [S_0 + S_1 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + \\
 & + S_2 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi)) + \\
 & + S_3 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + \\
 & + S_4 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi))]
 \end{aligned} \tag{5.12}$$

Для пяти элементной ААР на рис. 7.26 и рис. 7.27 изображены функции направленности в угломестной и азимутальной плоскостях при подавлении сигнала- помехи для входных данных:

сигнал- помеха приходит с направлений - $\theta = 85^\circ$, $\varphi = 170^\circ$ (рис. 7.26); $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 170^\circ$ (рис. 7.27);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников задаются таблица 7.5.

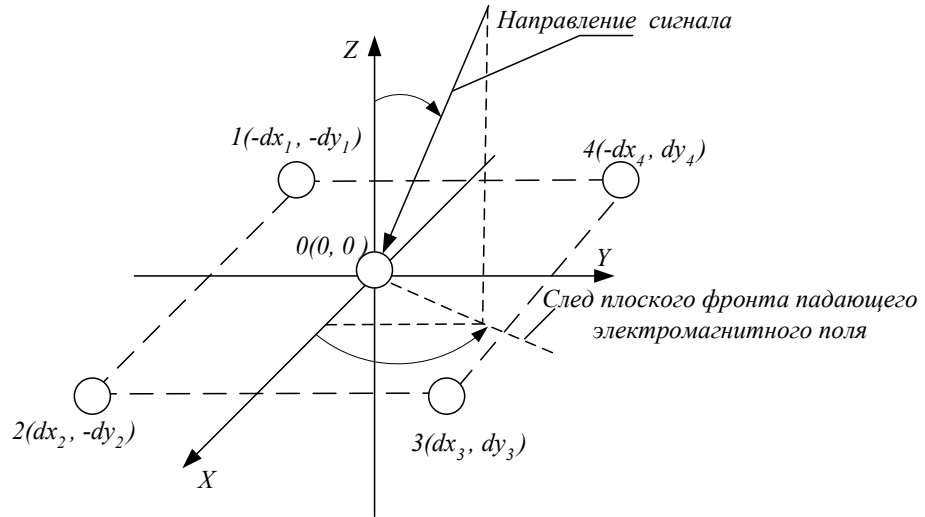


Рис. 7.25. Излучатели пяти элементной ААР в декартовой системе координат

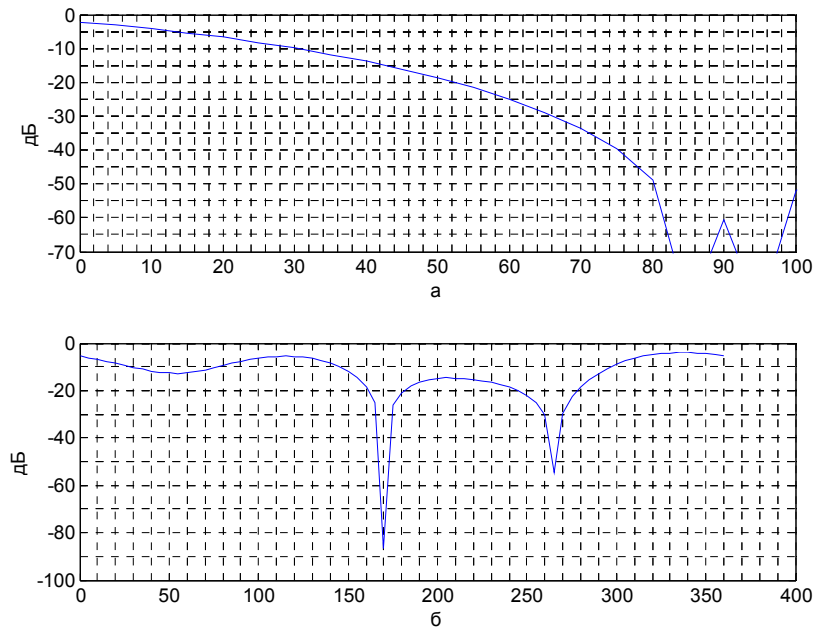


Рис. 7.26. Функции направленности ААР: а- угломестная плоскость; б- азимутальная плоскость

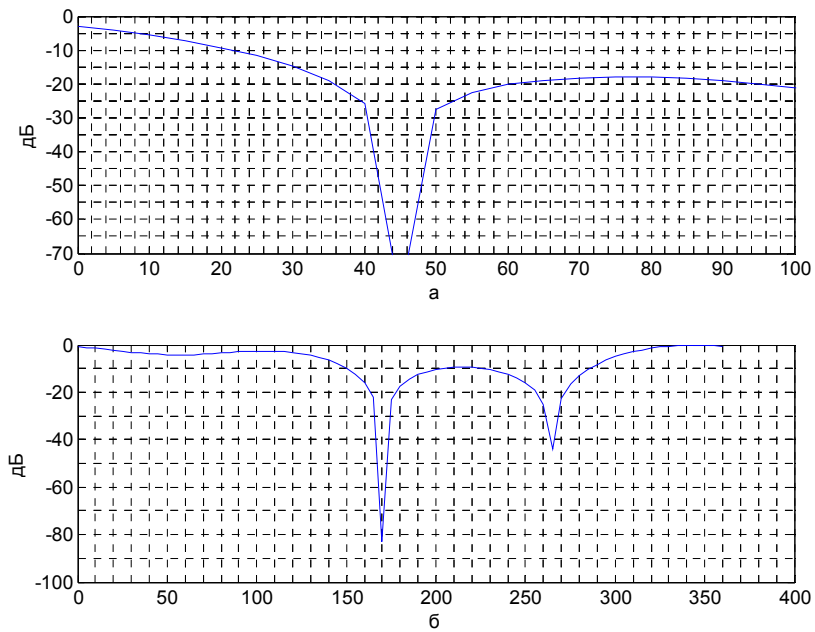


Рис. 7.27. Функции направленности ААР: а- угломестная плоскость; б- азимутальная плоскость
 Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в таблица 7.6. На рис. 7.26 и рис. 7.27 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс угол в градусах.

На рис. 7.28 и рис. 7.29 изображены объемные диаграммы направленности пятиэлементной ААР.

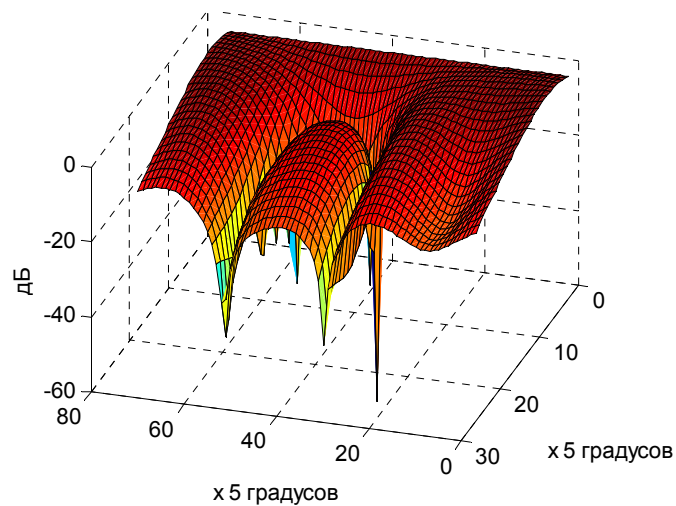


Рис. 7.28. Функции направленности ААР в прямоугольных координатах при $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 170^\circ$

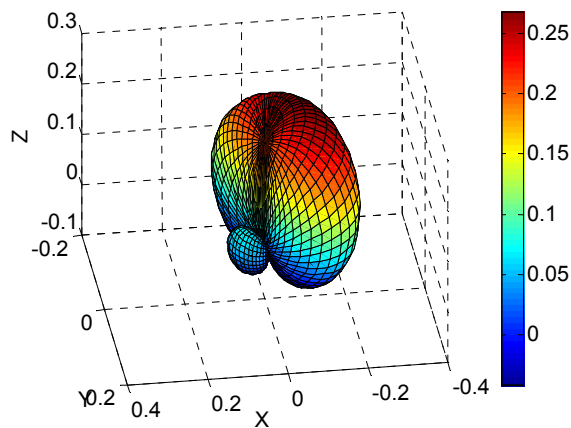


Рис. 7.29. Функции направленности ААР в сферических координатах при $\theta = 45^\circ$, $\varphi = 170^\circ$
Таблица 7.6

Уровни сигналов спутников после применения процедур адаптации к помехе

| Номер спутника | 1 | 2 | 4 | 5 | 6 | 9 | 14 | 17 | 20 | 24 | 30 |
|-----------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|-------|-------|-------|-------|--------|
| Двух элементная ААР | | | | | | | | | | | |
| Амплитуда сигнала (дБ,рис. 7.13) | -1.12 | -10.4 | -6.75 | -1.9 | -1.9 | -6.74 | -2.85 | 0 | 0 | -5.3 | -10.4 |
| Амплитуда сигнала (дБ, рис. 7.14) | -1.9 | - | -14 | -3.26 | -3.26 | -14 | -5 | 0 | 0 | -10 | - |
| Четырех элементная ААР | | | | | | | | | | | |
| Амплитуда сигнала (дБ,рис. 7.20) | -1.45 | -2.99 | -2.63 | 0.0 | -3.51 | -5.66 | -4.59 | -0.65 | -0.65 | -1.88 | -17.85 |
| Амплитуда сигнала (дБ,рис. 7.21) | -1.56 | -2.39 | -2.06 | -0.3 | -8 | -15.66 | -6.14 | -1.72 | -1.72 | -1.19 | -17.82 |
| Пяти элементная ААР | | | | | | | | | | | |
| Амплитуда сигнала (дБ,рис. 7.26) | -1.7 | -2.4 | -1.96 | -1.22 | -6.84 | -11.7 | -4.54 | -2.32 | -2.32 | -1.33 | -7.72 |
| Амплитуда сигнала (дБ, рис. 7.27) | -2.25 | -2.76 | -2.37 | -1.62 | -9.6 | -19.0 | -6.03 | -3.08 | -3.08 | -1.64 | -10.26 |

В данном разделе предпринята попытка на нескольких конфигурациях идеализированных ААР показать и количественно оценить возможности подавления нежелательных сигналов-помех, поступающих в спутниковые навигационные приемники.

Анализируя приведенные результаты моделирования ААР следует отметить, что в совокупности любая из рассмотренных конфигураций теоретически эффективно выполняет пространственную фильтрацию. Имеются достаточно большие возможности для алгоритмической оптимизации процедур адаптации ААР к сигналу- помехе. Выбор двух или много-элементных ААР, по видимому будет зависеть от того насколько известна сигнально- помеховая обстановка, на каком объекте будет устанавливаться навигационный приемник, тактики противодействия нежелательным сигналам и возможностям элементной базы, применяемой в ААР. Если габаритные характеристики и стоимость не являются определяющими, то

целесообразно выбрать много элементную решетку. Многоэлементная ААР является наиболее универсальной, например, в ней имеется возможность без вмешательства в материальную часть алгоритмически комбинировать сочетания различного количества излучателей в зависимости от сигнально-помеховой обстановки, осуществлять обнаружение направлений прихода сигнала-помехи, противодействовать помехам, приходящим с разных направлений.

Существенным влиянием на степень подавления будет оказывать элементная база, на основе которой выполняются управляющие элементы, электродинамические характеристики излучателей и микроволновой цепи между излучателями и входом приемника.

7.3 Прогнозирование доступности навигационных спутников

7.3.1 Системы прогнозирования доступности навигационных спутников

Применение технологии спутниковой радионавигации для обеспечения безопасности полетов воздушных судов (кораблей), может быть эффективным, если внедряемые аппаратные средства будут удовлетворять требованиям по точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности навигационных систем, предъявляемым стандартами и рекомендованной практикой ICAO.

В интересах авиационных применений во многих странах разрабатываются наземные функциональные дополнения типа GBAS и GRAS с ориентацией посадки воздушных судов по второй и третьей категориям.

В Рекомендации 6/1 (Переход на спутниковую аэронавигацию) "ICAO рекомендует продолжить разработку необходимых положений в поддержку цельного наведения по GNSS для всех этапов полета и для содействия переходу на навигационное обслуживание только спутникового базирования с должным учетом соображений безопасности полета технических, эксплуатационных и экономических факторов".

В то же время на AnConf11 было обращено внимание на "Слабые места GNSS" и в первую очередь это касалось возможных отказов, а также последствий отказов GNSS для выполнения полетов в зоне ответственности государств – членов ЕКГА и возможные способы уменьшения их последствий. Некоторые виды отказов сохранятся и GNSS нельзя считать абсолютно надежной. В последние годы целый ряд квалифицированных организаций мира исследовал пути смягчения последствий отказов глобальных спутниковых навигационных систем и, тем не менее, исследования данного направления должны продолжаться. В документе WP201 AnConf11 непосредственно рассматривается вопрос, о предоставлении информации о перерывах в работе GNSS, способной прогнозировать доступность и готовность систем при планировании полетов [32].

Одним из эффективных способов повышения безопасности полетов и снижения риска авиационных происшествий является метод определения доступности спутниковых навигационных систем путем определения их точностных характеристик на любом участке маршрута полета непосредственно перед выполнением полета по данным, полученным с навигационных спутников. А также при моделировании сценариев внезапных отказов навигационных спутников, когда последние находятся вне зоны контроля наземных служб [Ошибка! Источник ссылки не найден.].

Данная задача может решаться автоматизированной системой прогнозирования доступности навигационных спутников (АСПДНС).

Состав оборудования АСПДНС изображен на рис. 7.30, а основные модули и связи между ними на рис. 7.31. Принцип действия АСПДНС состоит в следующем. До вылета воздушного судна специалист по планированию полета вводит в АСПДНС информацию о маршруте воздушного судна (координаты, время) в необходимых точках (участках) маршрута. С навигационного приемника в АСПДНС вводятся данные альманаха, по которым рассчитываются геометрические факторы для заданных координат и времени точек маршрута. Для характерных участков могут быть сформулированы сценарии исключения отдельных спутников из расчета. Это может быть обусловлено внезапными отказами спутников, вариациями положения воздушного судна в пространстве, воздействием помех с определенных известных направлений или какими – либо другими факторами.

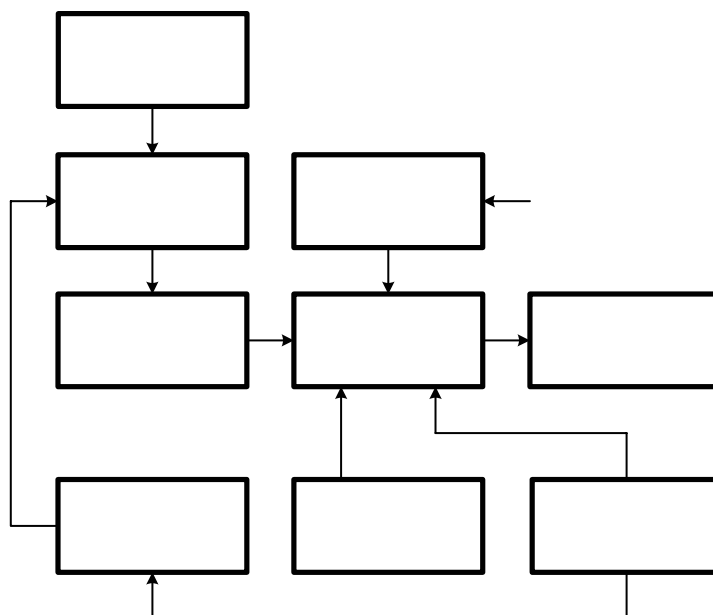


Рис. 7.30. Состав оборудования АСПДНС

На рис. 7.32 приведена экспериментальная АСПДНС, разработанная в Национальном авиационном университете.

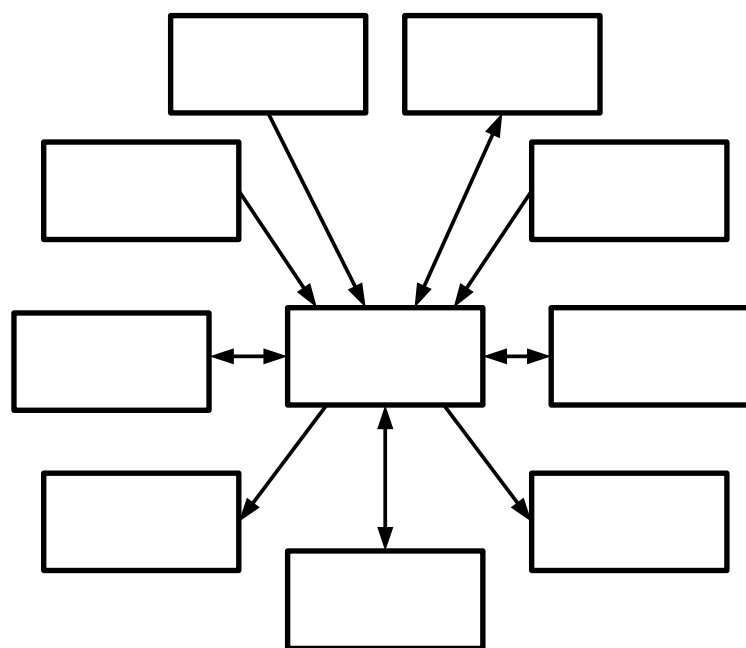


Рис. 7.31. Основные модули и связи в АСПДНС



Рис. 7.32. Экспериментальная АСПДНС

Основными принципами построения экспериментальной АСПДНС является модульность и перенос функций формирования прогнозируемой информации в компьютер. Принцип модульности подразумевает отдельные, практически автономные конструкции для основных функциональных устройств, которые соединены между собой с помощью коакси-

ального кабеля или многопроводных линий связи, соединяющих порты последовательного интерфейса RS-232 или RS-422. В частности, принцип модульности предполагает использование совместимого с компьютером многоканального спутникового навигационного приемника, расположенного в отдельном конструктиве. Принцип модульности распространяется и на программное обеспечение, которое дает возможность его своевременного обновления при необходимости модернизации.

7.3.2 Назначение составляющих экспериментальной АСПДНС

Антенно-фидерное устройство предназначено для приема радиосигналов навигационных спутников.

Многоканальный приемник сигналов спутниковой радионавигационной системы GNSS предназначен для приема и обработки данных спутников и передачи этих данных в компьютер для дальнейшей обработки. Многоканальный спутниковый навигационный приемник является одним из основных функциональных элементов АСПДНС. В данное время в мире выпускаются разнообразные типы приемников. В экспериментальной АСПДНС в качестве опорного приемника применялись приемники НАВИОР-14, СН 4701 (производитель ГП “Оризон - Навигация”, Украина), GG24 (производитель Magellan, США), ProPak G2, DL 4 (производитель Novatel, Канада).

Устройство соединения с компьютером предназначено для связи многоканального приемника сигналов спутниковой радионавигационной системы GNSS с компьютером.

Компьютер предназначен для обработки информации.

Блок бесперебойного питания предназначен для обеспечения работоспособности АСПДНС и ее составных частей в случае отключения напряжения питания.

Устройство отображения полученной информация предназначено для документирования и размножения полученной от АСПДНС информации на бумажном или электронном носителе.

Программное обеспечение предназначено для обработки, форматирования и конвертирования навигационных данных спутников, информации базы данных и выработки данных о доступности НС и доступности маршрута ВС; расчета траектории движения ВС и геометрических факторов (GDOP, PDOP, HDOP); прогнозирования точности определения координат ВС, доступности НС, углов видимости НС, времени “восхода и захода” НС; определение сценариев внезапных отказов НС; документирования результатов работы АСПДНС. Программа может функционировать по спутникам GPS и ГЛОНАСС

Программное обеспечение АСПДНС разработано в операционной среде Windows XP Pro Ru для процессора Pentium IV 2.0. Программа написана на языках Borland Bilder 6, Borland Delphi 6, MySQL.

База данных (БД) АСПДНС предназначена для хранения и организации удобного доступа к следующим данным:

- данные о маршрутах полетов ВС (координаты точек и их названия, получаемые с помощью программы Jepsen);
- данные приемника GPS (информация об альманахах спутников);
- данные о доступности маршрута полета ВС (результаты расчета АСПДНС).

БД представляет собой совокупность таблиц. Данные сохраняются в ячейках таблиц и представляют собой входные, промежуточные и исходные данные, используемые для расчетов в основной программе. Для взаимодействия программы с базой данных используется язык запросов SQL. Автоматизация доступа к БД производится на основе специального набора операторов SQL. Полномочия пользователей описываются в специальных таблицах-каталогах, контроль полномочий поддерживается на языковом уровне. Реализация в SQL концепции операций, ориентированных на табличное представление данных, позволило создать компактный язык с небольшим (менее 30) набором предложений.

В АСПДНС исходными данными прогнозирования доступности являются пространственно-временные координаты воздушного судна и навигационных спутников. Для получения пространственно-временных координат ВС можно использовать Flight plan или специализированную программу Jepsen. Исходными данными пространственно-временных координат навигационных спутников является альманах, который возможно получить со спутникового навигационного приемника или с сайтов провайдеров навигационных систем .

В связи с тем, что альманах дается на определенный момент времени (Time of Applicability) алгоритм прогнозирования предусматривает расчет координатна момент времени соответствующий пространственно-временным координатам ВС .

Расчет координат спутников проводится в соответствии с интерфейсными контрольными документами GPS и ГЛОНАСС. Пространственно-временные координаты ВС задаются в географической системе координат (B , L , h , t – широта, долгота, высота, время альманах навигационных спутников в орбитальной и геоцентрической системе координат (e , t_{oa} , i_o , $\dot{\Omega}$, \sqrt{A} , Ω_o , ω , M_o – эксцентриситет орбиты, время на которое создан альманах, наклонение орбиты, скорость изменения прямого восхождения, корень квадратный из большой полуоси орбиты, долгота восходящего узла орбиты, аргумент перигея орбиты, средняя аномалия).

При расчете геометрических факторов необходимо использовать общую систему координат, как таковой может быть геоцентрическая подвижная система координат ECEF. После определения координат ВС и спутников в системе координат ECEF определяются углы видимости спутников относительно потребителя в системе координат восток - север - нормаль к касательной плоскости в точке расположения потребителя, после чего вычисляются основные геометрические факторы ухудшения точности.

Далее по значениям величины факторов ухудшения точности определяется возможность использования спутниковой навигации, как источника навигационной информации .

7.3.3 Алгоритм определения доступности GNSS

Обобщенный алгоритм определения доступности GNSS приведен на рис. 7.33.

Рассмотрим алгоритм определения доступности НС на маршруте полетов ВС на уровне взаимодействия блоков входных (исходных) и выходных данных (баз данных), программных модулей и основных программных функций АСПДНС.

Для определения доступности СНС на маршруте ВС применяются следующие основные алгоритмы и функции:

- алгоритмы преобразования координат: алгоритм перехода от абсолютной системы координат к системам WGS-84 и ПЗ- 90 и назад, алгоритмы перехода в топоцентрическую систему координат, алгоритмы перехода от системы координат WGS-84 в ПЗ- 90 и назад;

- алгоритмы расчета координат навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС на любой момент времени;

- алгоритмы расчета времени систем GPS, ГЛОНАСС и истинного звездного времени на гринвичском меридиане;

- алгоритмы расчета ионосферной коррекции;

- алгоритмы расчета координат потребителя, геометрических факторов, углов видимости навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС.

Управление отдельными программными модулями в АСПДНС осуществляется управляющей программой, которая отображает алгоритм функционирования АСПДНС.

Для того, чтобы получить решение задачи по определению доступности НС в любой точке любого маршрута применяются следующие базы данных:

- база данных маршрутов (БМ) воздушных судов, которая содержит необходимую информацию для определения трехмерных координат маршрута в заданное время, с учетом скорости ВС на всех участках маршрута;

- база данных ВС (БВС), содержит информацию для базы данных маршрутов, в частности скорость воздушного судна для всех участков маршрута, а также тип спутниковой навигационной аппаратуры установленной на воздушном судне;

- база метеоданных (БМД), содержит информацию о скорости и направлении ветра относительно направления движения ВС по маршруту в расчетное время;

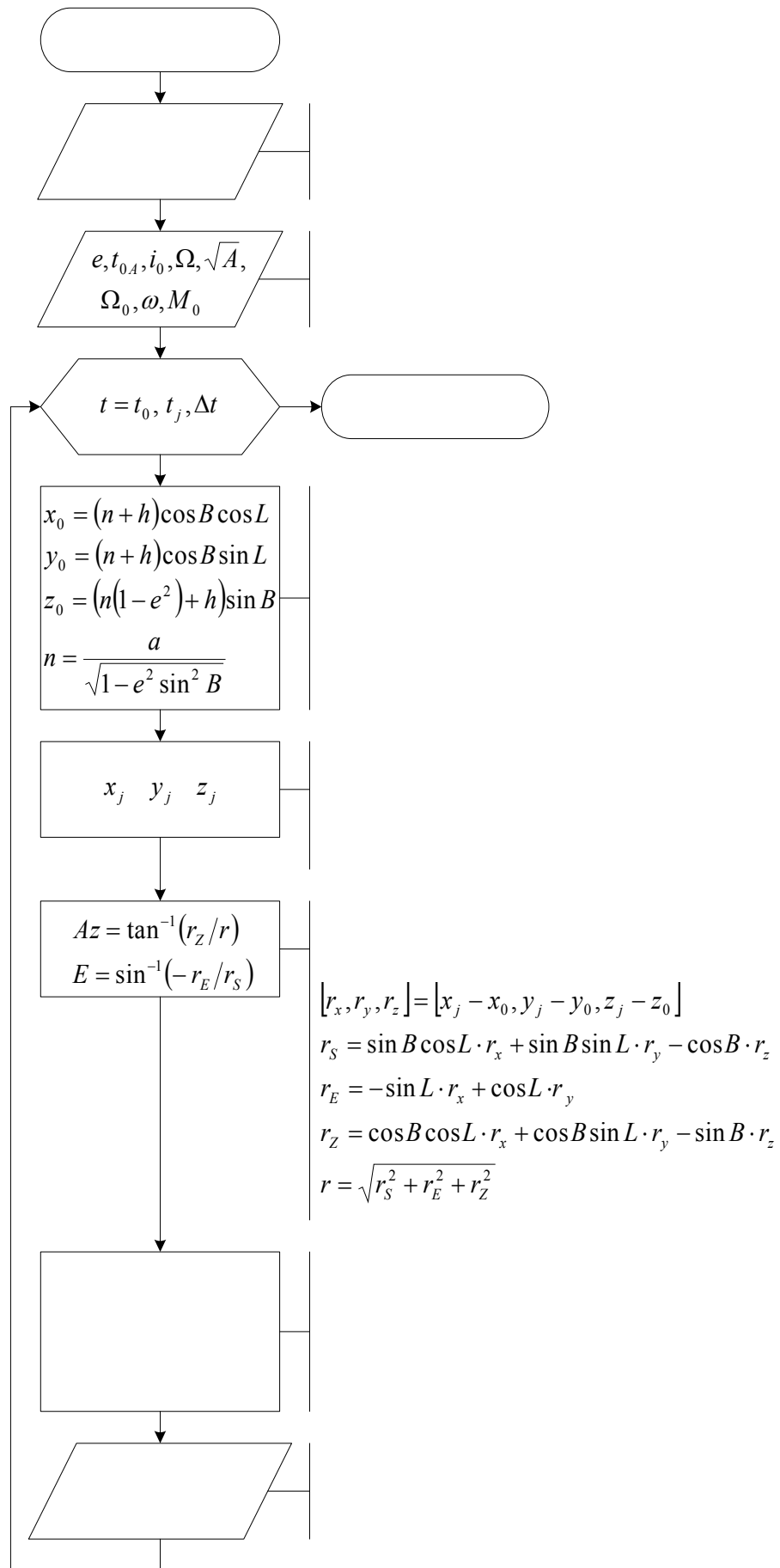


Рис. 7.33. Обобщенный алгоритм определения доступности GNSS

- база данных (расписание) (БДР) движения ВС, содержит информацию о времени вылета, прибытия, прохождения определенных точек маршрута в заданное время.

С использованием упомянутых баз данных формируются исходные данные в виде трехмерных координат соответствующей точки маршрута, которая привязана к текущему моменту времени.

Программный модуль, выполняющий эту процедуру назовем расчет маршрута - P_M_prg.

Следующим источником исходных данных являются альманахи НС. Обозначим альманахи, полученные с навигационного приемника Alm_GPS_prg (альманах спутников GPS) и Alm_GL_prg (альманах спутников ГЛОНАСС), альманахи, полученные из сети Alm_yum_prg (альманах YUMA) и Alm_sem_prg (альманах SEM). Из всех альманахов формируется база данных альманахов навигационных спутников (БДА). Формирование базы данных альманахов выполняется с помощью программного модуля преобразующего альманахи к стандартным протоколам. Обозначим этот модуль как Conv_alm_prg.

Таким образом формируются исходные данные для определения доступности маршрута (доступности НС на маршруте).

Для решения задачи определения доступности НС на любой заданный момент времени необходимо знать координаты НС и координаты ВС на этот момент времени. Программный модуль расчета координат НС - Coor_SV_prg, программный модуль расчета доступности НС - SV_prg.

Программные модули P_M_prg, Coor_SV_prg, SV_prg являются основными составляющими процесса определения доступности НС.

Обработка этих данных выполняется с использованием программных функций, объединенных в программный блок Fun_prg. Блок Fun_prg включает оригинальные процедуры преобразования координат, расчета времени, размножения эфемерид, определения углов видимости, расчета геометрических факторов, решения навигационной задачи, имитации псевдодальностей, конвертирования протоколов альманаха, графическое и цифровое отображения информации и т. д.

Результаты решения задачи определения доступности маршрута (доступности НС) документируются программным модулем Doc_prg и заносятся в базу выходных данных (БВД). Все действия в АСПДНС выполняются по командам управляющей программы - PRG_prg.

Блок - схема алгоритма АСПДНС приведена на рис. 7.34.

В АСПДНС базы данных формируются по мере поступления задания на определение доступности конкретного маршрута.

Программные модуль P_M_prg по данным БД высчитывают данные маршрута с использованием функций программного блока Fun_prg и результат заносит в блок данных маршрута. В данном блоке маршрут рассчитывается и представляется в виде координат и времени в дискретных точках.

По командам управляющей программы PRG_prg производится инициализация и тестирование навигационного приемника АСПДНС, считываются данные альманаха (Alm_GPS_prg, Alm_GL_prg). Данные альманаха преобразовываются в стандартный формат модулем Conv_alm_prg с применением функций блока Fun_prg и заносятся в базу данных БДА.

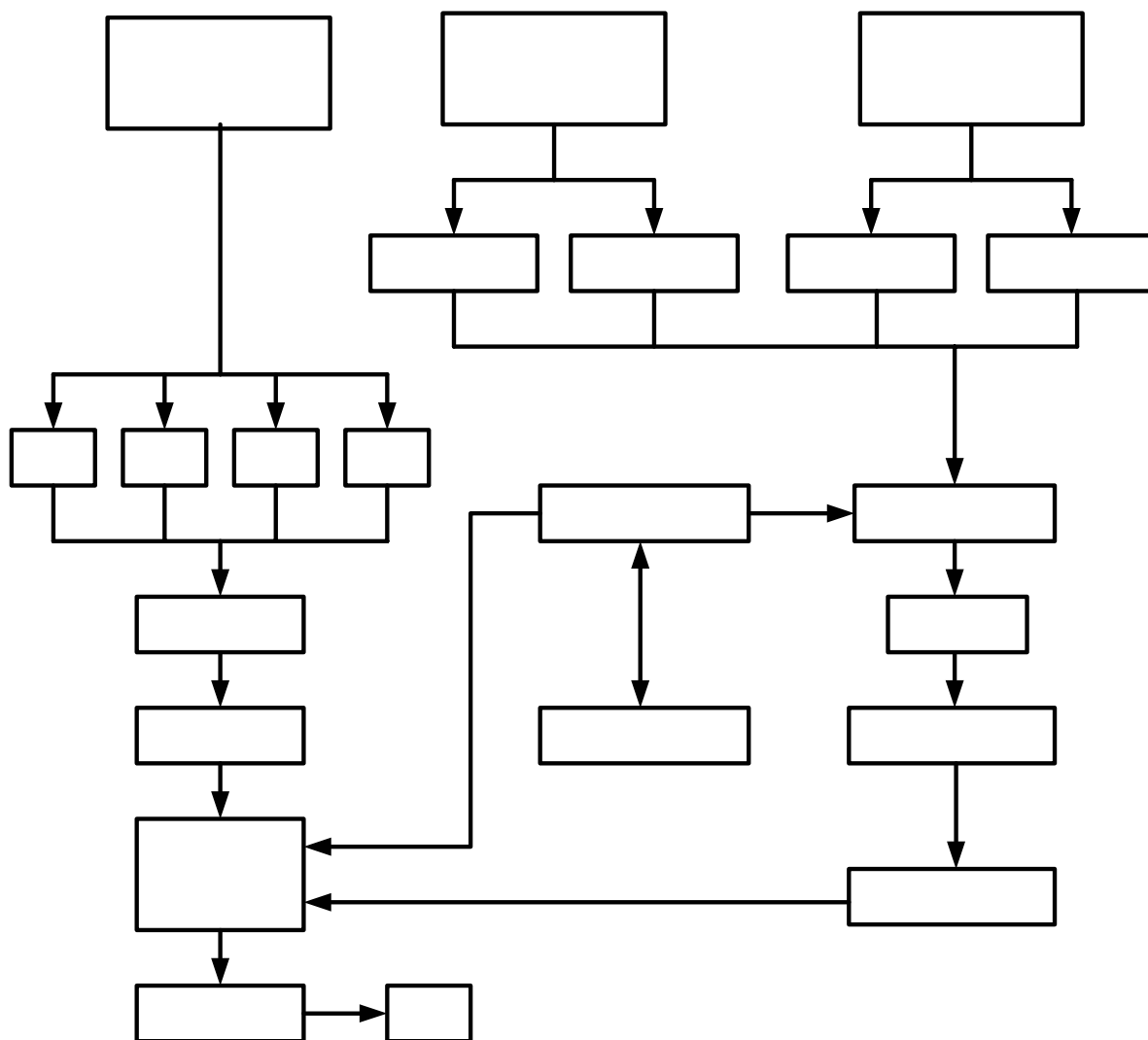


Рис. 7.34. Обобщенная блок – схема алгоритма АСПДНС

По командам управляющей программы PRG_prg считываются альманахи Alm_yum_prg, Alm_sem_prg и преобразовываются в заданный для данной задачи формат модулем Conv_alm_prg с применением функций блока Fun_prg, сравниваются с альманахами

Alm_GPS_prg, Alm_GL_prg и с соответствующими приоритетами заносятся в базу данных БДА. Приоритет определяется управляющей программой по критериям достоверности данных альманаха и времени закладки альманаха. Преимущество всегда отдается альманаху со временем наиболее близким к моменту решения поставленной задачи. Используя данные альманаха из БДА, программный модуль Coor_SV_prg рассчитывает координаты видимых НС на те же самые моменты времени, которые записаны в блоке - "Данные маршрута". Расчет производится с применением функций блока Fun_prg. Результаты расчета заносятся в блок - "Данные НС".

Программный модуль SV_prg, используя "Данные маршрута", "Данные НС", программы блока Fun_prg, имитационные данные сценариев внезапных отказов НС, решает задачу доступности НС в заданных точках маршрута ВС и пересылает результаты расчетов в блок Doc_prg.

Программный блок Doc_prg формирует отчет по прогнозированию доступности и заносит его в базу выходных данных БВД.

Рассмотрим краткую характеристику составляющих приведенного выше общего алгоритма определения доступности СНС с учетом рекомендаций интерфейсных контрольных документов GNSS.

Обобщенный алгоритм доступности НС является составным и представляет собой совокупность вычислительных процедур, в результате выполнения которых для любого заранее вычисленного местоположения ВС будет определен обобщенный параметр - геометрический фактор, который позволяет оценить доступность СНС, т.е. возможность или невозможность ее применения для оценки координат ВС на текущий момент времени. При этом моделируются и сценарии внезапных отказов НС, которые могут произойти, когда спутники находятся вне зоны контроля наземными системами мониторинга.

Известно, что для определения координат ВС в трехмерном пространстве необходимо иметь в зоне видимости минимум 4 работоспособных НС. Автономной системе контроля целостности приемника (RAIM) на борту ВС необходимо иметь в зоне видимости 5 НС. Если от RAIM требуется еще и определение спутника, который отказал, то в зоне видимости должно быть 6 спутников. Учитывая то, что наличие 6-7 спутников в зоне видимости есть типичным для GPS, можно считать, что определение доступности спутников GPS существенным образом повысит степень доверия к системе на всем протяжении трассы.

Методологически алгоритм расчета доступности НС ГЛОНАСС не отличается от алгоритма расчета доступности спутников GPS. Разница состоит лишь в принципиальном отличии некоторых процедур.

Сжато рассмотрим состав обобщенного алгоритма определения доступности НС общие для GPS и ГЛОНАСС.

Исходя из того, что АСПДНС предназначена для обеспечения информацией о доступности НС GPS и ГЛОНАСС при предварительно известной траектории движения ВС с использованием данных альманаха, принятым многоканальным приемником спутниковой радионавигационной системы GNSS и должна рассчитывать в координатах “местоположение воздушного судна - время”: геометрические факторы (GDOP, PDOP, HDOP); прогнозируемую точность определения координат ВС, доступность НС, углы видимости НС, время “восхода и захода” НС, прогнозировать сценарии внезапных отказов НС, а также учитывая избранный метод определения доступности НС, в ее состав должны входить следующие функциональные элементы: программные функции обработки данных НС; интерфейс, который отражает информацию о доступности НС и доступности маршрута ВС в автоматическом и ручном режиме. Интерфейс также содержит функции отображения углов видимости спутника (азимут, угол места) и фильтр для моделирования сценариев внезапных отказов.

Общий вид интерфейса АСПДНС изображен на рис. 7.35. На закладке “DOP” показаны факторы ухудшения точности. Для удобства определенные DOP можно «включать» и «отключать».

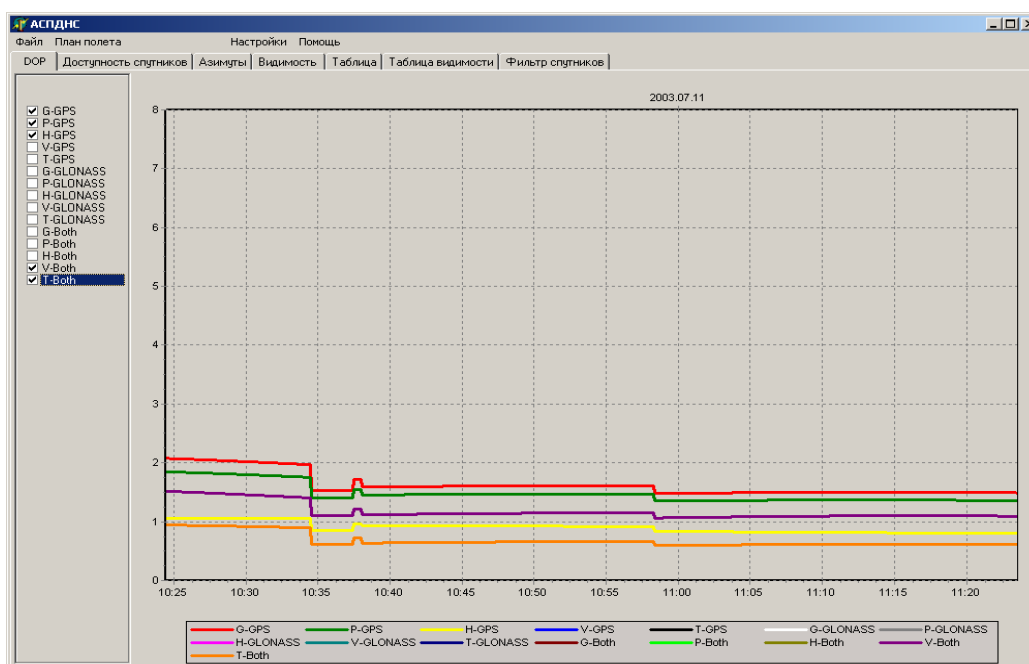


Рис. 7.35. Интерфейс АСПДНС

После загрузки исходных данных и выполнения расчетов отображаются результаты выполнения программы рис. 7.36.

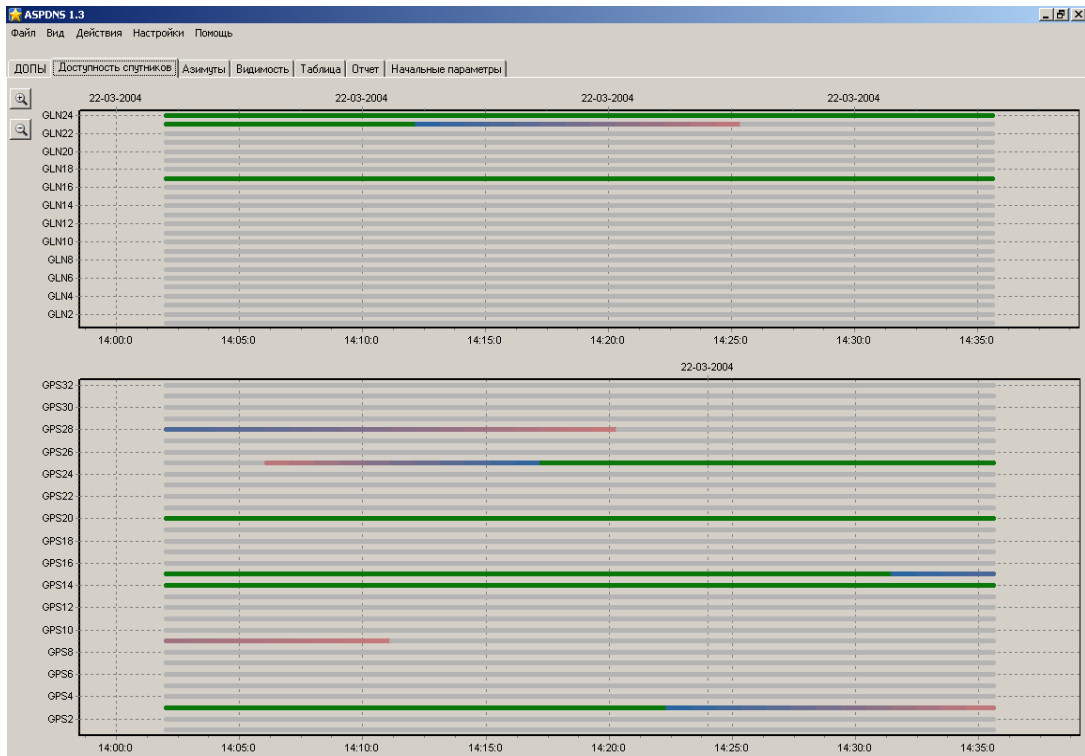


Рис. 7.36. Доступность НС

Пример таблицы отчета приведен на рис. 7.37.

The figure shows a screenshot of the ASPDNC 1.3 software interface with the 'Таблица' (Table) tab selected. The table contains the following data:

| № | Time | Date | Широта | Долгота | GPS 1 | GPS 2 | GPS 3 | GPS 4 | GPS 5 | GPS 6 | GPS 7 | GPS 8 | GPS 9 | GPS 10 | GPS 11 | GPS 12 |
|----|----------|-----------|----------------|----------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 1 | 10:24:26 | 11.7.2003 | N 50°19'48.29" | E 30°54'8.45" | 234/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 2 | 10:24:29 | 11.7.2003 | N 50°19'11.62" | E 30°54'26.51" | 234/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 3 | 10:24:33 | 11.7.2003 | N 50°18'28.19" | E 30°54'47.87" | 234/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 4 | 10:24:38 | 11.7.2003 | N 50°17'44.93" | E 30°55'9.15" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 5 | 10:24:42 | 11.7.2003 | N 50°17'1.83" | E 30°55'30.33" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 6 | 10:24:46 | 11.7.2003 | N 50°16'18.4" | E 30°55'51.66" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 7 | 10:24:50 | 11.7.2003 | N 50°15'34.97" | E 30°56'12.99" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 8 | 10:24:55 | 11.7.2003 | N 50°14'51.55" | E 30°56'34.3" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 9 | 10:24:59 | 11.7.2003 | N 50°14'8.12" | E 30°56'55.6" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 10 | 10:25:3 | 11.7.2003 | N 50°13'24.69" | E 30°57'16.89" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 11 | 10:25:7 | 11.7.2003 | N 50°12'41.25" | E 30°57'38.17" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 12 | 10:25:11 | 11.7.2003 | N 50°11'57.83" | E 30°57'59.43" | 235/53 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 13 | 10:25:16 | 11.7.2003 | N 50°11'14.39" | E 30°58'20.69" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 14 | 10:25:20 | 11.7.2003 | N 50°10'30.95" | E 30°58'41.94" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 15 | 10:25:24 | 11.7.2003 | N 50°9'47.51" | E 30°59'3.18" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 16 | 10:25:28 | 11.7.2003 | N 50°9'4.08" | E 30°59'24.4" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 17 | 10:25:32 | 11.7.2003 | N 50°8'20.64" | E 30°59'45.62" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 18 | 10:25:37 | 11.7.2003 | N 50°7'37.2" | E 31°0'6.82" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 19 | 10:25:41 | 11.7.2003 | N 50°6'53.75" | E 31°0'28.02" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 20 | 10:25:45 | 11.7.2003 | N 50°6'10.32" | E 31°0'49.2" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 21 | 10:25:49 | 11.7.2003 | N 50°5'26.87" | E 31°1'10.37" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 22 | 10:25:54 | 11.7.2003 | N 50°4'43.43" | E 31°1'31.53" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 23 | 10:25:58 | 11.7.2003 | N 50°3'59.98" | E 31°1'52.68" | 235/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 24 | 10:26:2 | 11.7.2003 | N 50°3'16.54" | E 31°2'13.82" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 25 | 10:26:6 | 11.7.2003 | N 50°2'33.09" | E 31°2'34.95" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 26 | 10:26:10 | 11.7.2003 | N 50°1'49.64" | E 31°2'56.07" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 27 | 10:26:15 | 11.7.2003 | N 50°1'16.19" | E 31°3'17.18" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/20 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 28 | 10:26:19 | 11.7.2003 | N 50°0'22.75" | E 31°3'38.27" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 29 | 10:26:23 | 11.7.2003 | N 49°59'39.29" | E 31°3'59.36" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 30 | 10:26:27 | 11.7.2003 | N 49°58'55.67" | E 31°4'20.52" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 31 | 10:26:32 | 11.7.2003 | N 49°58'12.23" | E 31°4'41.58" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 32 | 10:26:36 | 11.7.2003 | N 49°57'28.93" | E 31°5'2.56" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 33 | 10:26:40 | 11.7.2003 | N 49°56'45.48" | E 31°5'23.61" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 34 | 10:26:44 | 11.7.2003 | N 49°56'1.85" | E 31°5'44.72" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |
| 35 | 10:26:48 | 11.7.2003 | N 49°55'18.56" | E 31°5'5.67" | 236/54 | --NV-- | --NV-- | 315/21 | --NV-- | --NV-- | 277/16 | --NV-- | --NV-- | --NV-- | 180/34 | --NV-- |

Рис. 7.37. Доступность НС

Таблица отчета содержит все данные по проекту, включая такие данные как положение, время, параметры всех спутников, а также геометрические факторы спутниковых созвездий.

Фильтр спутников рис. 7.38 служит для намеренного отключения некоторых спутников с целью моделирования и исследования сложных навигационных ситуаций (например, выход из порядка спутника или нескольких спутников), а также в учебных целях.

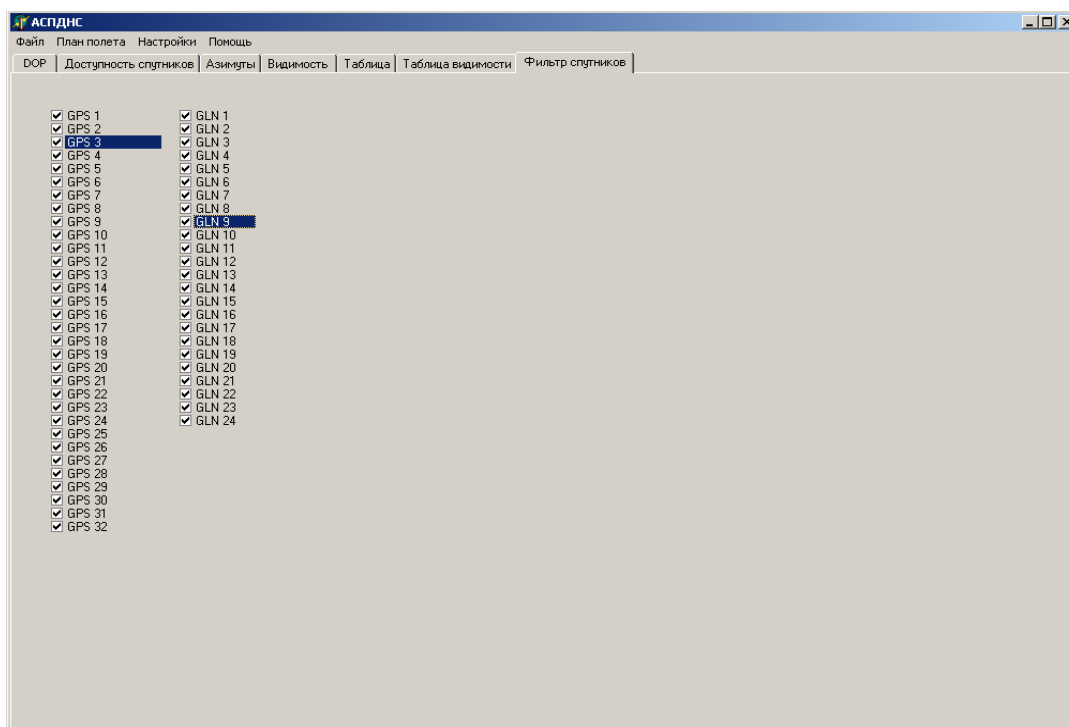


Рис. 7.38. Фильтр НС

Вместе с оригинальным программным обеспечением АСПДНС имеет следующие технические характеристики:

Прием данных с навигационных спутников GPS по 12 каналам.

Прием данных с навигационных спутников ГЛОНАСС (в виде логических файлов по 12 каналам). Прием данных альманаха GPS с Internet.

Прием данных маршрута ВС, сформированных с помощью специализированной программы Jerpesen.

Обработка данных соответственно интерфейсным контрольным документам ГЛОНАСС и GPS.

Оценку параметров доступности НС и доступности маршрута ВС только по навигационным спутникам GPS, только по навигационным спутникам ГЛОНАСС и по спутникам GPS и ГЛОНАСС.

Время решения задачи доступности не превышает 2 минут.

Время загрузки данных НС в пределах 1-2 минут при “горячем” старте.

Время решения и документирования задачи доступности маршрута ВС меньше 10 минут. Время моделирования сценариев внезапных отказов: один отказ в минуту.

7.4 Центр спутниковых навигационных технологий Национального авиационного университета GNSSLab

Центр GNSSLab создан в Институте информационно-диагностических систем Национального авиационного университета при кафедре Аэронавигационных систем.

Главной задачей центра является совершенствование подготовки бакалавров и магистров для предприятий и научных учреждений. В основе подготовки лежат рекомендации и требования к специалистам, сформулированные в документах ИКАО, ИМО, Евроконтроля. Обучение студентов осуществляется по утвержденным программам, адаптированным к требованиям болонского процесса. В рамках этих программ студенты изучают теоретические основы спутниковых навигационных технологий, решают практические задачи в процессе выполнения лабораторных работ и совместно с учеными и аспирантами кафедры проводят научные исследования для решения проблемных вопросов по направлению спутниковой радионавигации. Структурная схема организации учебного и научного процессов изображена на рис. 7.39.

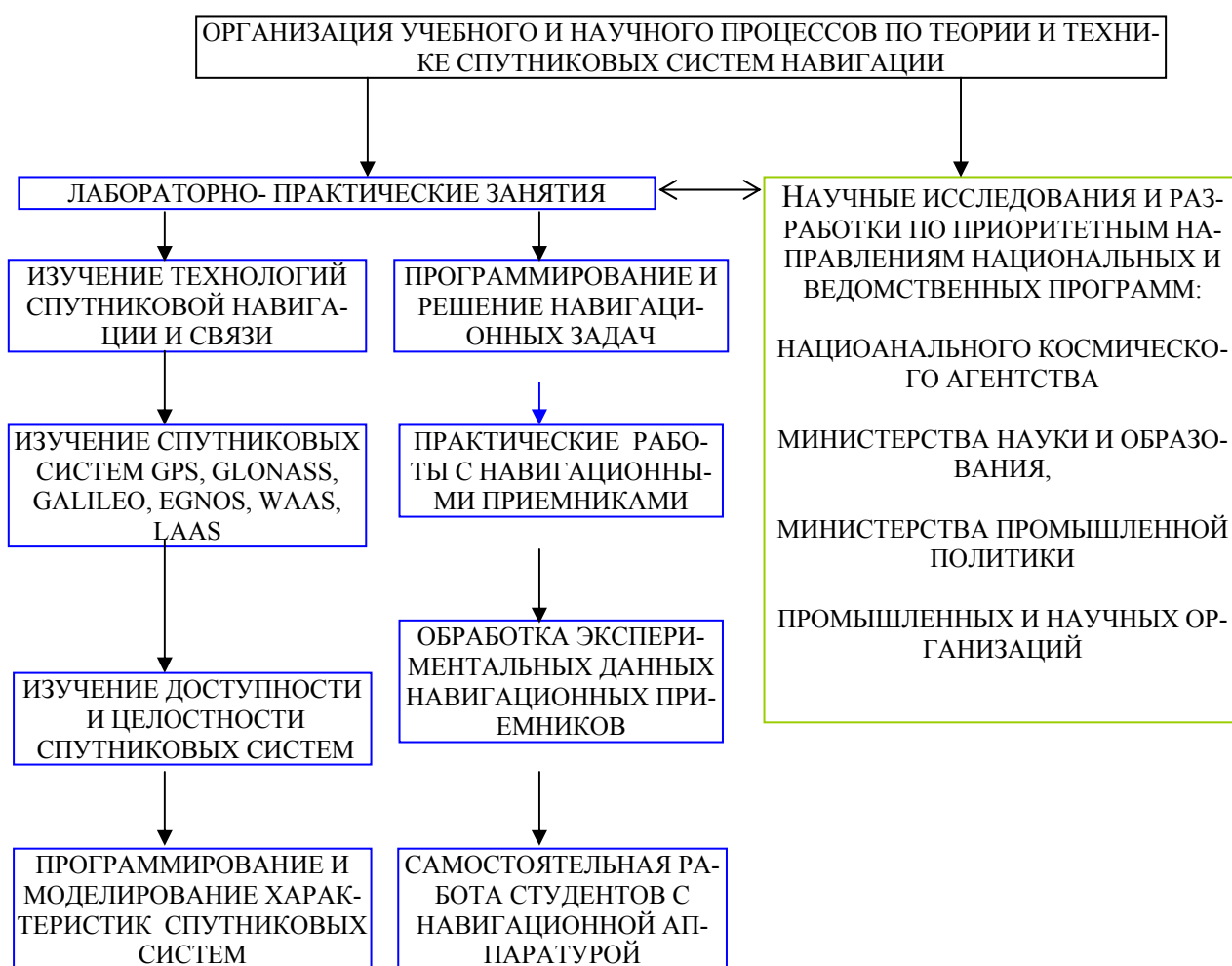


Рис. 7.39. Структурная схема организации учебного и научного процессов

Структура «Центра GNSSLab» показана на рис. 7.40.

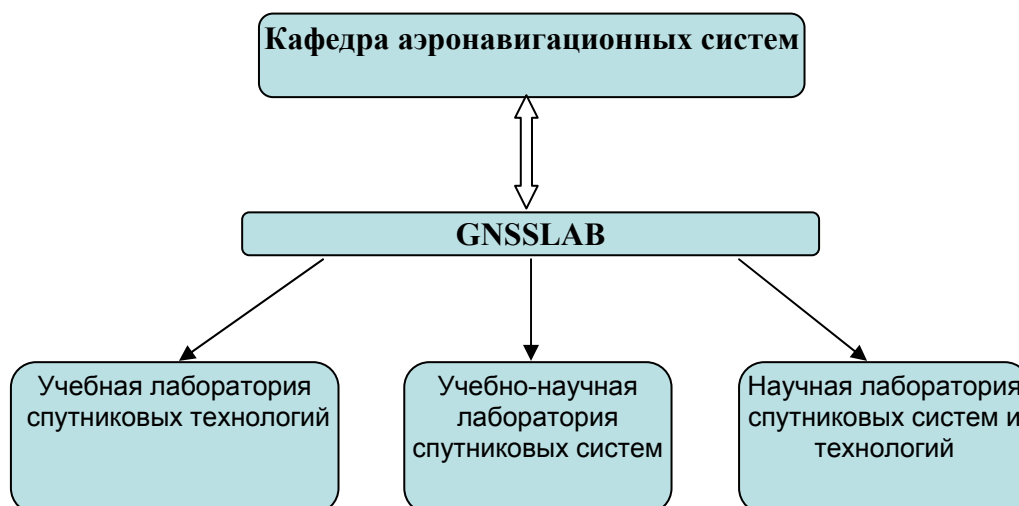


Рис. 7.40. Структура «Центра GNSSLab»

В центре выполняются исследования и работы по следующим направлениям:

- мониторинг спутникового радионавигационного поля систем GPS, EGNOS, ГЛОНАСС;
- помехоустойчивость спутниковых систем радионавигации;
- защиты объектов от средств поражения, оснащенных аппаратурой спутниковой навигации;
- адаптивные антенные системы для подавления помех спутниковым навигационным приемником;
- интегральная обработка информации в системах навигации воздушных судов (GPS+EGNOS + ГЛОНАСС+инерциальная система+LORAN);
- дифференциальные системы спутниковой навигации;
- алгоритмы и программы обработки информации в системах спутниковой радионавигации;
- автономный контроль целостности спутниковой бортовой навигационной аппаратуры;
- контроль и управление движением транспортных средств ;
- прецизионные траекторные измерения в реальном времени на основе дифференциальных систем спутникового позиционирования;
- технологическое программное обеспечение навигационных приемников и контрольно-корректирующих станций.

Научные исследования выполняются под руководством члена-корреспондента Национальной академии наук Украины, д. т. н., профессора В. П. Бабака; д. т. н., профессора В. П. Харченко; д. т. н. В. В. Конины; д. т. н., профессора В. Г. Мелкумяна.

На рис. 7.41 показана одна из учебных лабораторий центра.



Рис. 7.41. Учебная лаборатория

Экспериментальное оборудование «Центра GNSSLab».

Навигационная аппаратура ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ» СН 4702, выполняющая прием и обработку сигналов ГЛОНАСС, GPS, SBAS по 24 каналам на частоте L1(рис. 7.42.)

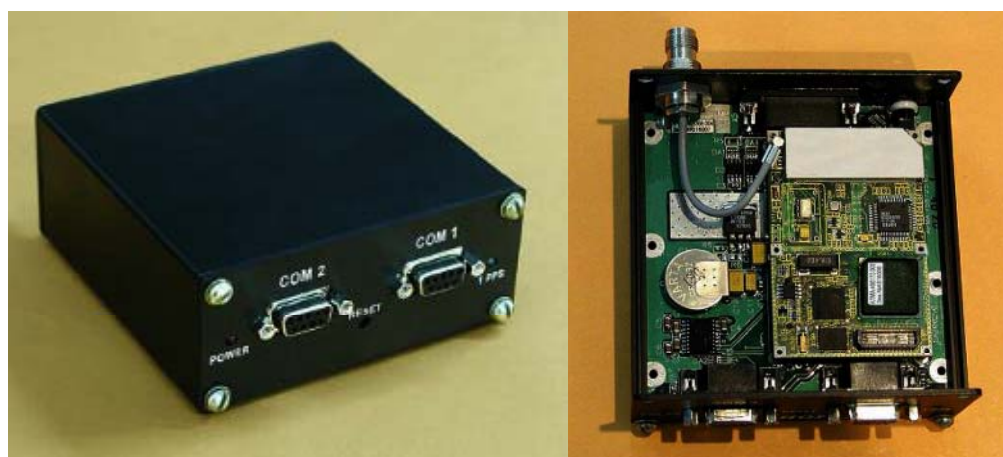


Рис. 7.42. Навигационный приемник из аппаратуры СН 4702 (размер платы 50×75 мм)

Спутниковая навигационная станция ProPak G2 компании NovAtel Inc., выполняющая прием и обработку сигналов GPS, SBAS по 12 каналам на частоте L1(рис. 7.43)



Рис. 7.43. Навигационный приемник станции ProPak G2

Спутниковая навигационная станция ProPak-LB PLUS компании NovAtel Inc., выполняющая прием и обработку сигналов GPS, SBAS по 24 каналам на частотах L1, L2 и имеющая опции VBS, HP OmniSTAR (рис. 7.44).



Рис. 7.44. Навигационный приемник станции ProPak-LB PLUS

Спутниковая навигационная станция DL-4 plus компании NovAtel Inc., выполняющая прием и обработку сигналов GPS, SBAS по 24 каналам на частотах L1, L2 (рис. 7.45.).



Рис. 7.45. Навигационный приемник станции станция DL-4 plus

72- канальная станция ProPak-V3 компании NovAtel Inc. :14 каналов L1 GPS, 14 каналов L2 GPS, 6 каналов L5 GPS, 12 каналов L1 ГЛОНАСС, 12 каналов L2 ГЛОНАСС, 2 канала SBAS, 12 каналов зарезервировано для будущих применений (рис. 7.46);



Рис. 7.46. Спутниковый приемник ProPak-V3

12- канальный GPS приемник на базе модуля u-blox (рис. 7.47)



Рис. 7.47. Модуль u-blox

12-канальный GPS приемник STARBOX (рис. 7.48).



Рис. 7.48. Спутниковый навигационный приемник STARBOX

Оборудование центра используется как в учебном процессе, так и при проведении научных исследований и разработок.

На рис. 7.49. показан фрагмент станции мониторинга навигационного поля систем GPS, ГЛОНАСС, EGNOS, созданный в НАУ.



Рис. 7.49. Фрагмент станции мониторинга НАУ

Разработки, выполненные в «Центре GNSSLab» состоят из аппаратных средств и программных продуктов. Характеристики разработок можно найти на сайте Национального авиационного университета. Здесь лишь перечислим наиболее значимые Среди аппаратных средств отметим следующие:

система прогнозирования доступности навигационных спутников на маршруте (рассмотрена в подразделе 7.3.);

геодезический GPS комплекс, имеющий субсантиметровую точность и низкую стоимость, функционирует в сети перманентных станций (рис. 7.50.);

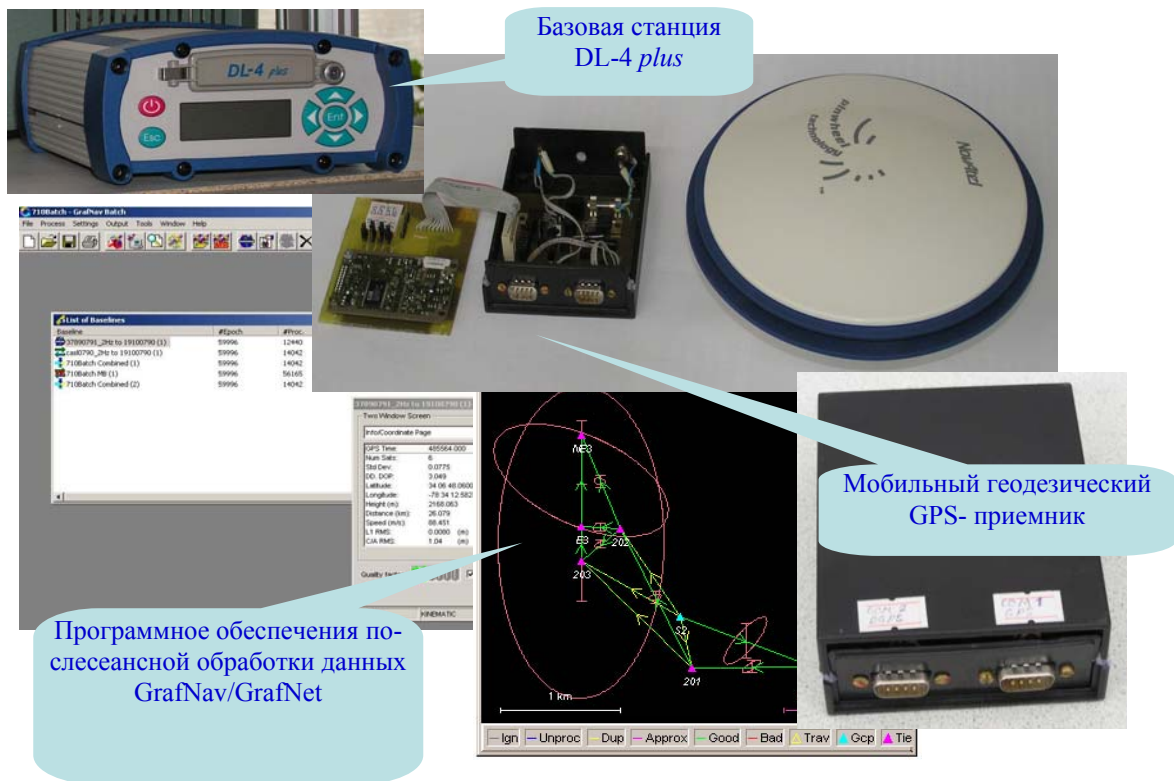


Рис. 7.50. Фрагмент геодезического GPS комплекса

система мониторинга и управления транспортными средствами (рис. 7.51.)



Рис. 7.51. Приборы системы управления транспортными объектами

интерфейс системы мониторинга и управления транспортными средствами (рис. 7.52)

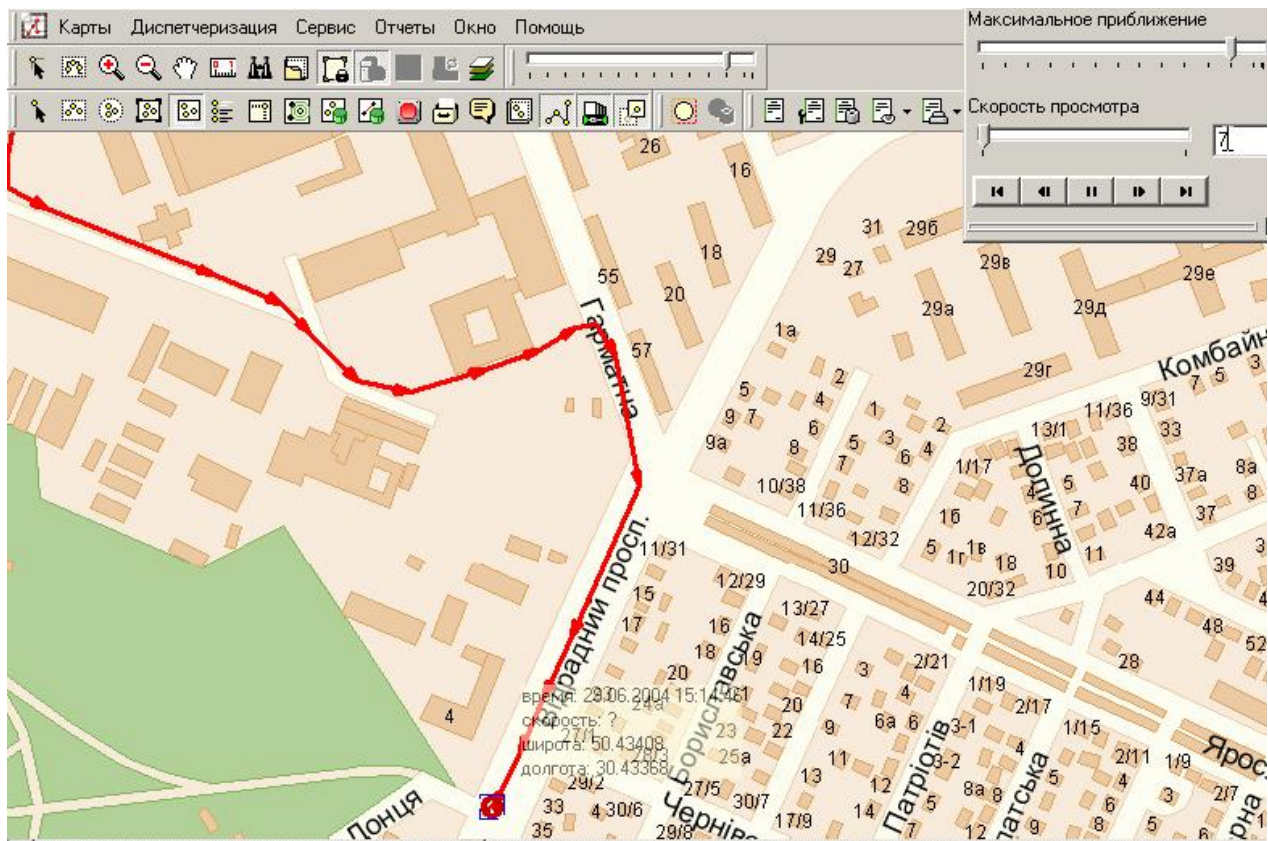


Рис. 7.52. Фрагмент интерфейса мониторинга и управления транспортными средствами транспортный бортовой GPS-приемник (рис. 7.53).



Рис. 7.53. Транспортный бортовой GPS-приемник

адаптивная к помехам антенная решетка (рис. 7.54);



Рис. 7.54. Адаптивная к помехам антенная решетка

САПР для проектирования микроволновых цепей антенных решеток (рис. 7.55);

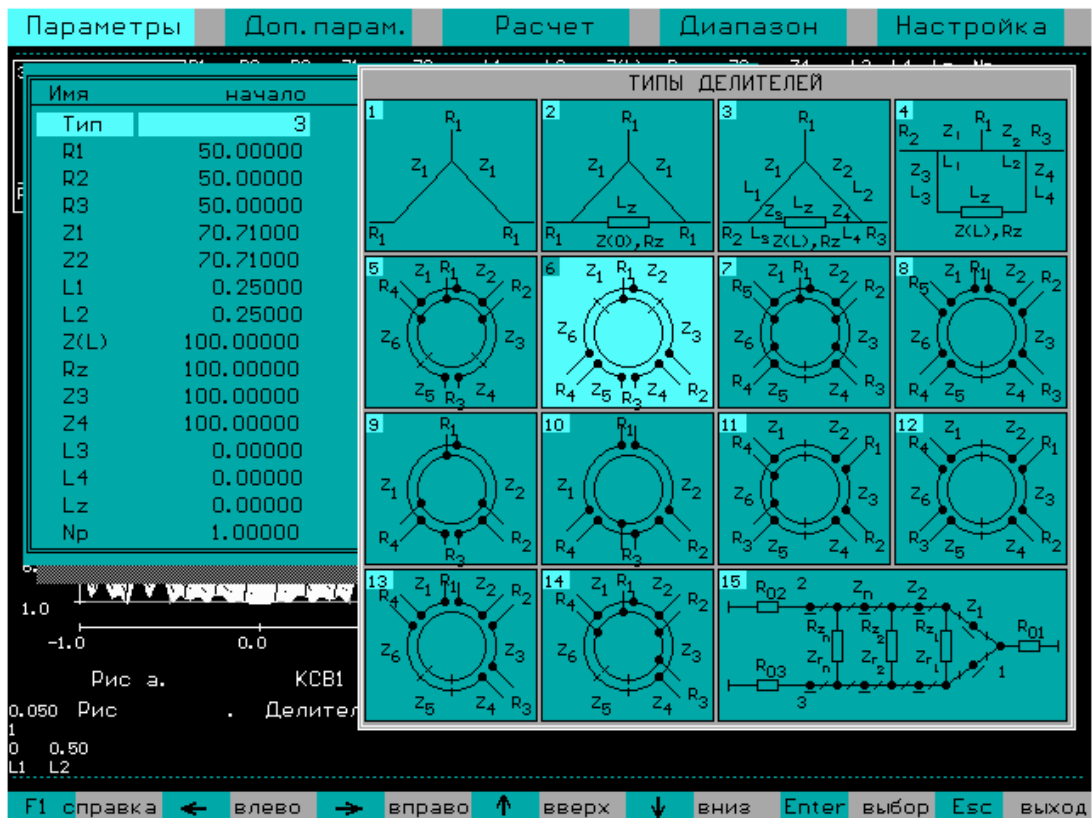


Рис. 7.55. Фрагмент интерфейса САПР для проектирования микроволновых цепей

программы преобразования альманаха в форматы YUMA/SEM и эфемерид для приемника U-BLOX (рис. 7.56, рис. 7.57).

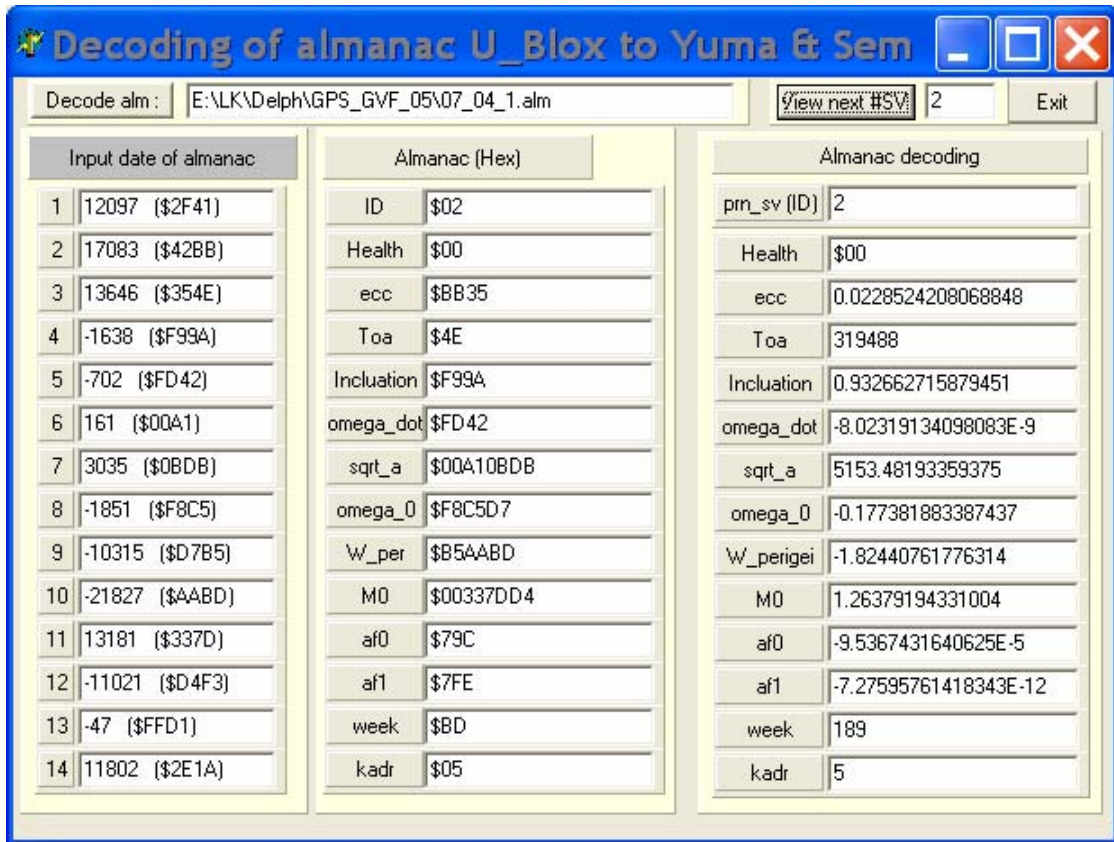


Рис. 7.56. Конвертор альманаха спутников GPS

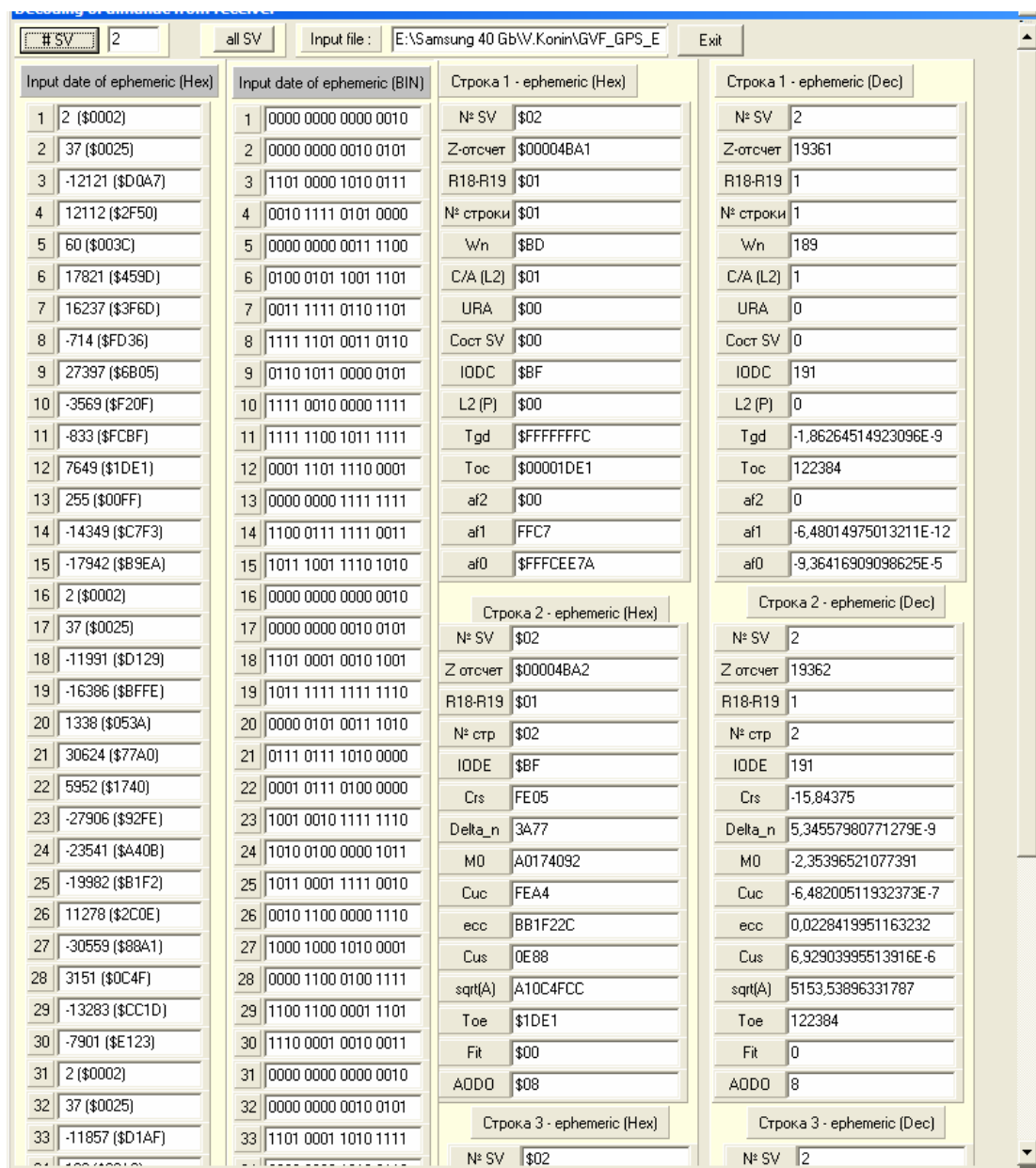


Рис. 7.57. Конвертор эфемерид для приемника u-blox

программа-конвертор для преобразования Log-файлов приемников ProPak G2, ProPak-LB PLUS, DL-4 plus, ProPak-V3 в десятичный формат (рис. 7.58);

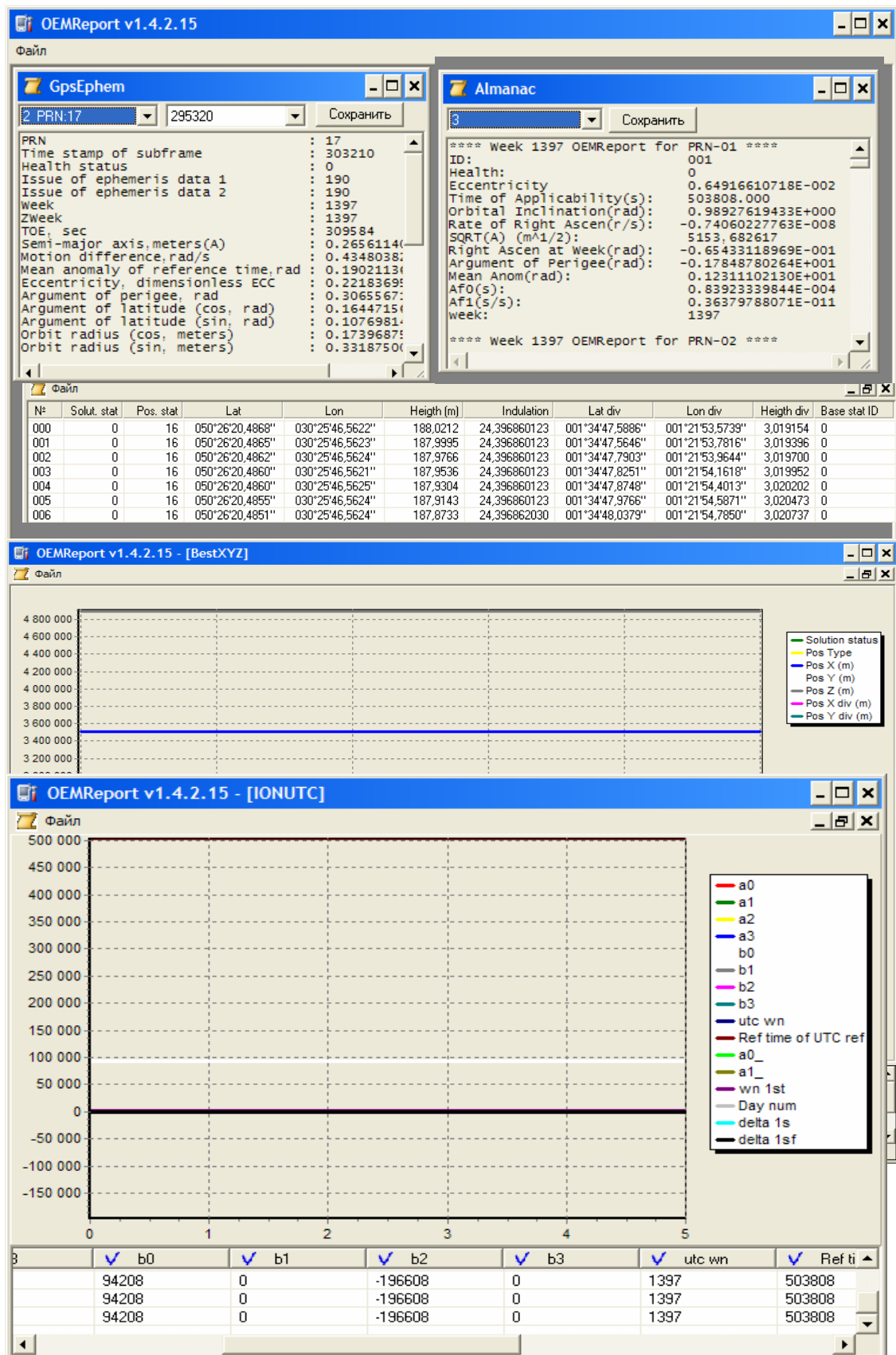


Рис. 7.58. Конвертор для преобразования бинарных файлов в десятичный формат

комплексы программ в среде MatLab приведены в разделе 6. Комплексы были проверены и отлажены на различных спутниковых приборах, а также сравнивались с имеющимися данными независимых исследователей.

В заключение отметим, что имеющееся спутниковое навигационное оборудование и разработанные программные продукты позволяют решать широкий круг задач по подготовке высококвалифицированных специалистов и способствуют внедрению спутниковых навигационных технологий в различные отрасли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. М. Блэклок. Мир на пороге перехода // «Интеграция глобальной системы организации воздушного движения: Опубликовано фирмой Интернешнл Системз энд комьюни-кейшнз лимитед совместно с ИКАО. –М.: 1997 .
2. Фрезерстоун. Авиационная спутниковая связь, навигация и наблюдение на базе системы Инмарсат.// Ibid
3. www.arinc.com
4. LINK 2000+EUROCONTROL, January 2001.
5. В. Evans. ATN and reference to accept inevitable//Avionics, February 2001, pp. 16-18.
6. *Справочник по спектру радиочастот для нужд гражданской авиации/изд.2-е.-Doc 9718-AN/957.-Международная организация гражданской авиации, 2000.-224 с.*
7. *Скляр Бернард. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е издание / Пер. с англ. под общей ред. А. В. Назаренко. – М. : Издательский дом «Вильямс», 2003.- 1104 с.*
- 8 *Parkinson B.W., Spilker Jr.J. Global Positioning System: Theory and Application. – Wash- ington – American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1996, – V.1. – 793 p.*
9. *Parkinson B.W., Spilker Jr.J. Global Positioning System: Theory and Application. – Wash- ington – American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1996, – V.2. – 631 p.*
10. *Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов/ Под ред. Д. И. Воскресенского. 3-е изд. доп. и перераб..-М. : Радио- техника, 2003.- 632 с.*
11. *Global Navigation Satellite System Panel (GNSSP).- Working papers of the Third meet- ing. ICAO,- Montreale.- 1999.- 210 p.*
12. *Советский энциклопедический словарь/Гл. редактор А. М. Прохоров - М.: «Совет- ская энциклопедия», 1987.- 1600 с.*
13. *Обслуживание воздушного движения. Диспетчерское обслуживание воздушного движения, полетно-информационное обслуживание, служба аварийного оповещения. - Ме- ждународные стандарты и Рекомендуемая практика.- Приложение 11 к Конвенции о между- народной гражданской авиации.-Международная организация гражданской авиации.- Изда- ние тринадцатое,- июль 2001 года.- 99 с.*
14. *Навигация. Учебник для вузов.- 3-е издание, переработанное и дополненное./ Ю. К. Баранов, М. И. Гаврюк, В. А. Логиновский, Ю. А. Песков.- СПб.: Издательство «Лань», 1997.- 512 с.*

15. *Правила* аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов (Дос 8168-OPS/611).
16. *Руководство* по всемирной геодезической системе (WGS-84). – ICAO. Doc. 9674 - AN/946. – Монреаль, 1997. – 112 с.
17. *Национальный* план для систем CNS/ATM: Инструктивный материал. Циркуляр 278-AN164. – Монреаль, Канада, 2000. – 174 с.
18. *Руководство* по требуемым навигационным характеристикам (RNP). – ICAO. Doc. 9113 - AN/937. – Монреаль, 1994. – 46 с.
19. 2397-й доклад Совету председателя Аэронавигационной комиссии // C- WP/11609 163-й сессии Совета ИКАО, 1/6/2001.
20. NAS Architecture version 4 // www.faa.gov
- 21 J. Milson. VHF data links and ADS-B //Review for Swedish CAA from Air Traffic Technology International 2001.
22. N. Gustavsson. Ground-based regional augmentation system (GBAS). Development in northern Europe - Status report// WP/7 of the Third Meeting of GNSSPA ICAO, Montreal, April 1999.
23. G. Fusk. NEAN update program (NUP). Progress of activities involving ADS-B and ASAS-related applications // SC RSA/ WGA IP/40, Rio De Janeiro, Brazil, 9-13 April 2001.
- 24 *Wide Area Augmentation System (WAAS). Specification.* - U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA-F-2892B, with Change 1), 1999. – 180 p.
25. *Бабак В. П., Конін В. В., Харченко В. П.* Супутникова радіонавігація. – К.: Техніка, 2004. – 328 с.
26. *Соловьев Ю. А.* Системы спутниковой навигации. – М.: ЭКО – ТРЕНДЗ, 2000. – 268 с.
27. *Interface Specification. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces (IS-GPS-200).* Navstar GPS, 2004. – 207 p.
28. *ГЛОНАСС.* Принципы построения и функционирования/Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд 3-е, перераб.- М.: Радиотехника, 2005.- 687 с.
29. *Galileo Open Service. Signal In Space Interface Control Document (OS SIS ICD D/0).*- European Space Agency / Galileo Joint Undertaking, 2006.- 192 p.
30. *Specification Wide Area Augmentation System (WAAS),* U.S. Department of Transport, Federal Aviation Administration, FAA-E2892B, March 10, 1997.- 150 p.
31. *Gauthier L., Michel P., Ventura-Traveset J.* EGNOS – The First European Implementation of GNSS / European Navigation Conference GNSS-2003, 2003.- 11 p.

32. *Одиннадцатая* аэронавигационная конференция Монреаль, 22 сентября – 3 октября 2003 года.
33. *GBAS Testbed Development in Taiwan with A Prototype GPS/GBAS Software Receiver* / H.S. Wang, J. Huang, S.K. Wang, Y.C. Chuang, A. Kao, Y.J. Tsen // ION GPS 2001, 11-14 September 2001, Salt Lake City, UT, p. 1796-1804.
34. *Новая эра национальных систем УВД* // *Аэрокосмический курьер*. – 2000. – № 5. – С.37.
35. *Rubek F., Larsen G. B., Aparicio J. M.* The GRAS SAF Project – an Operational Radio Occultation System/ ION GPS 2001, 11-14 September 2001, Salt Lake City, UT, p.526 -531.
36. *Global positioning system standard positioning service performance standard*, Assistant secretary of defense for command, control, communications, and intelligence, Washington, DC, Oct. 2001, 66 p.
37. *Performance Type One Local Area Augmentation System Ground Facility: Specification*, United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2000. – 133 p.
38. *Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces (IS-GPS-200)*.- Navstar Global Positioning System, 2004.- 207 p.
39. *Резолюция* Международной морской организации (ИМО) А. 915 (22). Пересмотренные требования мореплавания в отношении будущей Глобальной навигационной спутниковой системы. – Принята 29. 11. 2001. – 36 с.
40. *USNO Circ. N 163*. Washington, 1981, p. A3.
41. *Real-Time Kinematic in the Light of GPS Modernisation and Galileo*/B. Eissfeller, Ch. Tiberius, T. Pany, G. Heinrichs// *Galileo's World*.- Autumn, 2002.- pp. 28-34.
42. *Абалакин В. К.* Основы эфемеридной астрономии. – М.: Наука, 1979. – с. 672.
43. *Астрономический ежегодник 1991*. – Л.: Наука, Ленингр. отд-ние. – 1991. – 692 с.
44. *Астрономический ежегодник 1994*. – Л.: Наука, СПб. отд-ние, 1994. –704 с..
45. *Астрономический календарь*. Постоянная часть/ Под ред. В. К. Абалакина.- М.: Наука, 1981. –704 с.
46. *Вулард Э.* Теория вращения Земли вокруг центра масс / Пер.с англ. – М.: Гос. изд - во физ. –мат. лит., 1963. – с. 366.
47. *Дубошин Г. Н.* Небесная механика: Основные задачи и методы. – М.: Наука, 1975. – 799 с.
48. *Монтенбрук О., Пфлеггер Т.* Астрономия на персональном компьютере / Пер. с англ. А. Сергеева, А. Теплова. – СПб.: ПИТЕР, 2002. – 320 с.
49. *Мориц Г., Мюллер А.* Вращение Земли: Теория и наблюдение // Пер с англ. – К.: Наук. думка, 1992. – с. 365.

50. *Укргеокосмомережа Українська мережа станцій космічної геодезії та геодинаміки*/ За ред. акад. Я. С. Яцківа. –К. : Компанія ВАТІТЕ, 2005.- 60 с.
51. *Система геодезических параметров Земли (ПЗ-90): Справочный документ* / Под ред. В. В. Хвостова. – М.: Координационный научно – информационный центр Российской Федерации, 1998. – 37 с.
52. *Mitrikas V., Revnivukh S., Bykhnov E. WGS84/PZ90 Transformation Parameters Determination Based on Laser and Ephemeris Long-Term GLONASS Orbital Data Processing, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.- p. 1625-1635.*
53. *Одуан К. Измерение времени. Основы GPS.* – М.: Техносфера, серия: Мир связи, 2002. – 400 с.
54. *McCarthy D. D. Astronomical Time. Proceedings of THE IEEE, vol. 79, No 7, 1991, p. 915-920.*
55. *Адаптивная компенсация помех в каналах связи* / Под ред. Ю. И. Лосева, М.: Радио и связь, 1988. – 208 с.
56. *Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник* / Под ред. Я. Д. Ширмана.- М. : ЗАО «МАКВИС», 1998.- 828 с.
57. *Точки Р. Дж., Уидмер Нил С. Цифровые системы. Теория и практика, 8-е издание / Пер. с англ. под ред. В. В. Марченко.* – М. : Издательский дом «Вильямс», 2004.-1024 с.
58. *Дьяконов В. П. MATLAB 6. 5 SP1/7. 0+ Simulink 5/6. Обработка сигналов и проектирование фильтров.- М. :СОЛОН Пресс, 2005.- 576 с.*
59. *Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ, четвертая редакция).* – М.: Координационный научно – информационный центр Российской Федерации, 2002. – 57 с.
60. *Ober P.V. SBAS integrity concept: towards SBAS validation/ EUROCONTROL, 2001. – 63 p.*
61. *RTCM recommended standards for differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems): Service. – Future Version 2.2. – RTCM Special Committee. – № 104, July 15. – 1997. – 126 p.*
62. *OEM4 Family Installation and Operation User Manual Rev 11, Vol 1. NovAtel Inc., Canada, 2004.- 202 p.*
63. *OEM4 Family Installation and Operation User Manual Rev 11, Vol 2. NovAtel Inc., Canada, 2004.- 280 p.*
64. *Справочник по антенной технике, Т. 1./Л. Д. Бахрах, Л. С. Бенинсон, Е. Г. Зелкин и др., М.:ИПРЖ, 1997.- 256 с.*

65. *Прокис Джон*. Цифровая связь/ Пер. с англ. под ред. Д. Д. Кловского.- М.: Радио и связь, 2000. – 800 с.
66. *Corbell Ph. M.* Design and validation of an accurate gps signal and receiver truth model for comparing advanced receiver processing techniques/ Air Force Institute of Technology (AFIT), 2000.- 228 p.
67. *James Bao-yen Tsui*. Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach. – New York – Toronto: – Jone Wiley @Sons, Inc., 2000. – 235 p.
68. *The Next Generation Integrity Monitor Testbed (IMT) for Ground System Development and Validation Testing/ P.-L. Normark, G. Xie, D. Akos, S. Pullen, M. Luo, J. Lee, P.r Enge, B. Pervan// ION GPS 2001, 11-14 September 2001, Salt Lake City, UT.- p. p. 1200- 1208.*
69. *Brenner M., Kline P., Reuter R.* Performance of a Prototype Local Area Augmentation System (LAAS) Ground Installation / ION GPS 2002, 24-27 September 2002, Portland, OR p. 39-50.
70. *Xie G.* Optimal On-Airport Monitoring Of The Integrity Of Gps-Based Landing Systems/ DISSERTATION, 2004.- 212 p.
71. *Жалило А. А., Флерко С. Н., Яковченко А. И.* Мониторинг геометрической конфигурации многобазисной сети широкозонной дифференциальной подсистемы спутниковых радионавигационных систем GPS и ГЛОНАСС/ Косм. наука і технологія, 1999. – Т.5, № 1. – С. 59-68.
72. *Гантмахер Ф. Р.* Теория матриц. – М.: Наука, 1967.- 575 с.
73. *Авиационные применения спутниковых приемников в условиях помех / А. И. Задорожный, Ю.А. Соловьев, М.А. Маркелов, Д.Н. Гордиенко // Материалы III Международ. Конф. "Навигация-2000". – М., 2000. – с. 138-142.*
74. *Маркелов М. А.* О результатах испытаний авиационных приемников GPS и ГЛОНАС на помехоустойчивость. Доклад на заседании научно-технического координационного совета по проблемам спутниковых систем посадки ГОСНИИ «Аэронавигация», 11.11.1997.
75. *Палий А. И.* Радиоэлектронная борьба. – М.: Воениздат, 1989. – 349 с.
76. *Уязвимость спутниковых навигационных систем при воздействии непреднамеренных и преднамеренных помех и перспективы повышения надежности координатно-временного обеспечения/ В.С. Жолнеров, С.П. Зарубин, .Б. Писарев, В.М. Царев. – Новости навигации, № 1, 2004- с. 23- 32.*
77. *Способы защиты бортовых РЛС от преднамеренных помех / А. И. Канащенков, В. И. Меркулов, О .Ф. Самарин, В.С. Чернов // Радиотехника. – 2002. – № 5. – С. 29 - 35.*
78. *Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System.* Washington, D.C.: RTCA SC-159, WG-4A, DO-245, Sept. 28, 1998.

79. *Гордиенко Д. Н.* Возможности использования адаптивных антенных решеток для повышения помехоустойчивости аппаратуры спутниковых радионавигационных систем // *Новости навигации. НЦ «Интернавигация» и РОИН*, 2001, N 1.

80. *Ефименко В. С., Харисов В. Н.* Потенциальные характеристики адаптации пространственно-временной обработки для СРНС // *Радиотехника*. – №7. –2002. – С. 82-87.

81. *Ефименко В.С. , Харисов В. Н.* Эффективность пространственной обработки для СРНС // *Радиотехника*. – 2002. - № 7. — С. 88-92.

82. *Ковалевский Э. А., Конин В. В.* Пространственная адаптивная антенная решетка спутниковой радионавигации. //Матеріали V Міжнародної конференції “Авіа-2007”, 23-25 квітня 2007, т.2 “Аерокосмічні системи моніторингу та керування”, Київ, НАУ, 2007, с.21.14-21.17.

83. *Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В. С. Шебшаевича.* – М.: Радио и связь, 1982. – 272 с.

84. *Судовые комплексы спутниковой навигации/ П. С. Волосов , Ю. С. Дубинко , Б. Г. Мордвинов , В. Д. Шинков* – Л.: Судостроение, 1976. – 248 с.

Предметный указатель

| | | | |
|---|---|--|--|
| Авиаперевозки..... | 39 | сообщений..... | 99 |
| Авиационная | | точность..... | 40 |
| радионавигация..... | 25 | Дифференциальный метод..... | 4, 258 |
| радиочастота..... | 23 | Длительность информационного символа..... | 168 |
| система..... | 23 | Единицы измерения..... | 44, 45, 191, 194 |
| служба..... | 25 | Идентификатор временного интервала..... | 178 |
| Авиационное | | Идентификатор контрольно-корректирующей станции..... | 178, 179, 180, 181 |
| средство..... | 66 | Идентификатор типа сообщения..... | 176, 178, 179, 180, 181 |
| Авиационное средство..... | 25 | Интервал..... | 93, 276 |
| Авиационный | | Информация | |
| приемник | | неоперативная..... | 154, 156, 162 |
| безотказный..... | 100 | оперативная..... | 153 |
| контрольный..... | 227 | Ионосферная коррекция..... | 267 |
| приемник:..... | 48, 50, 86, 89, 101 | Кадр..... | 154, 168, 177 |
| Авиационный | | Контрольная сумма..... | 191, 192, 193, 194, 195, 196 |
| приемник:..... | 280 | Координаты | |
| Авиация..... | 2, 6, 8, 12, 18, 47, 56, 66, 75, 88, 223, 333 | начала..... | 102 |
| Альманах | | пересчет..... | 125 |
| SEM..... | 197, 198 | плоскости систем координат..... | 102 |
| YUMA..... | 127 | преобразования..... | 104 |
| псевдоспутников..... | 183 | расчет..... | 4, 105, 120, 188, 240, 262, 310, 313 |
| радиомаяков..... | 183, 184 | М- последовательность..... | 134, 135, 143 |
| спутников | | Малая полуось..... | 109 |
| GEO..... | 176 | Меридиан..... | 102, 103, 105 |
| GPS..... | 172 | Метод | |
| ГЛОНАСС..... | 139, 162, 163, 165, 173 | многостанционного доступа..... | 99 |
| Антенна..... | 32, 35, 72, 209, 210, 225, 239 | Рунге-Кутта..... | 126 |
| GNSS..... | 207 | Модуляция..... | 95 |
| диаграмма направленности..... | 37 | Навигация..... | 3, 22, 39, 68, 308, 333, 337 |
| Антенная решетка..... | 35, 239, 328, 338 | авиационная, морская..... | 45 |
| Аргумент перигея..... | 127, 164, 172, 173, 195, 197, 198, 309 | Надежность..... | 87 |
| Безопасность полетов..... | 47 | Неделя..... | 170, 198 |
| Блок | | Непрерывность..... | 86, 87 |
| обработки данных..... | 227 | Непрерывность обслуживания..... | 50, 86 |
| Большая полуось..... | 31, 69, 109, 261, 264 | Нутация..... | 123 |
| Буквенные обозначения..... | 39, 45 | долгопериодическая..... | 123 |
| Бюджет времени..... | 177 | Обозначение радиочастот..... | 22 |
| Весовые коэффициенты..... | 243 | Образующий полином..... | 145, 149 |
| Воздушная трасса..... | 39, 42, 43 | Орбита | |
| Воздушное движение.. 3, 5, 8, 12, 14, 16, 17, 19, 20, 21, 22, 39, 40, 53, 54, 56, 68, 74, 75, 90, 91, 92, 333 | | спутника | |
| Воздушное пространство 11, 18, 19, 39, 40, 43, 53, 90, 280 | | GPS..... | 128 |
| Воздушное судно | | ГЛОНАСС..... | 127, 128 |
| координаты..... | 309 | Орбитальное движение | |
| маршрут..... | 306 | спутников GALILEO..... | 70, 200 |
| полет..... | 44 | Пользователь..... | 236 |
| положение..... | 306 | Поляризация..... | 26, 94 |
| посадка..... | 80, 223, 305 | Помехоустойчивость..... | 280 |
| Время звездное | | Потребитель..... | 70 |
| истинное..... | 121, 123, 125, 262 | Прембула..... | 175, 176, 182, 271 |
| среднее..... | 122 | Радиус орбиты..... | 31, 34, 263 |
| Время системное | | Размножение эфемерид..... | 262 |
| GALILEO..... | 95, 121 | Риск..... | 306 |
| GPS..... | 120 | Система | |
| SBAS..... | 121 | EGNOS..... | 5, 6, 60, 61, 62, 63, 71, 72, 75, 222, 224, 247, 320, 324, 334 |
| ГЛОНАСС..... | 120, 274 | LAAS..... | 6, 60, 84, 224, 229, 337 |
| Геометрический фактор..... | 4, 249, 252, 255 | WAAS..... | 60, 283 |
| Глиссада..... | 24 | спутниковая | |
| Данные | | навигационная | |
| аэронавигационные..... | 40 | GALILEO..... | 68 |
| аэропорта..... | 99 | GPS..... | 68 |
| качество..... | 40 | ГЛОНАСС..... | 68 |
| критические..... | 40 | | |
| навигационные..... | 3, 40, 99, 175, 181, 265 | | |

| | |
|---|--|
| Система координат | 30, 70, 102, 106, 109, 115, 116, 124, 128, 160, 163, 238, 247, 259, 260, 262, 264, 291, 299, 302, 309, 310 |
| геоцентрическая | 5, 7, 102, 103 |
| топоцентрическая | 102, 115 |
| Система навигационная ABAS | 5, 68, 96, 200 |
| Система спутниковая | |
| GBAS | 98 |
| GRAS | 280 |
| SBAS | 96 |
| Скорость | 44, 45, 51 |
| Сложение по модулю 2 | 144, 220 |
| Сообщения | |
| DGPS | 178, 182 |
| GBAS | 178, 179, 180 |
| спутников | |
| GPS | 168 |
| SBAS | 175 |
| ГЛОНАСС97, 124, 142, 143, 144, 153, 155, 160, 161, 162, 163, 220, 221, 230, 275 | |
| Стенд контроля целостности | 229 |
| Суперкадр | 76, 154 |
| Схема Костаса | 218 |
| Типы RNP | 48, 49, 90 |
| Типы сообщений | |
| SBAS | 176 |
| Точность | 49, 80 |
| в вертикальной плоскости | 80 |
| требования | 79, 80, 89, 92 |
| Точность навигационных данных | 40 |
| Точность потребителя | |
| общая | 171 |
| Требования | |
| к целостности | 50, 84, 86, 95, 96, 97, 205 |
| Уравнение равенства | 123 |
| Уравнения движения навигационного спутника .. | 124, 259 |
| Уровни защиты | 203, 204, 206 |
| Ускорение | 124 |
| Фазоманипулированный сигнал | 134 |
| Фильтр | 318 |
| Функция | |
| код GPS | 270 |
| Целостность | 50, 83 |
| Частота | |
| несущая | 94, 142, 143, 148 |
| Число | |
| двоичное | 131 |
| десятичное | 131, 132, 133 |
| шестнадцатеричное | 131, 132, 133, 188, 189 |
| Экватор | 103, 112 |
| Экваториальная плоскость | 70, 102 |
| Эксплуатационная готовность | 50, 88, 90, 91, 92, 94 |
| Эксцентриситет | 109, 164, 195, 261, 309 |
| Эпоха фундаментальная | 118, 121 |
| Эфемериды спутника .. | 62, 124, 154, 187, 201, 226, 230, 231 |