



Харченко Владимир Петрович (1943), окончил Киевский институт инженеров гражданской авиации (1967), доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники; заслуженный деятель науки и техники Украины, проректор по научной работе, заведующий кафедрой аэронавигационных систем Национального авиационного университета (Украина).

Действительный член Академии навигации и управления (Россия), Транспортной академии Украины, Института инженеров электротехники и электроники (IEEE, США).

Автор более 300 научных работ.

Сферы научных интересов: аэронавигация, выявление и разрешение конфликтных ситуаций в социотехнических системах, CNS/ATM, информационные технологии аэрокосмических систем.



Конин Валерий Викторович (1943), окончил Рыбинский авиатехнологический институт (Россия, 1969), доктор технических наук, заслуженный машиностроитель Украины, профессор кафедры аэронавигационных систем Национального авиационного университета (Украина).

Участвовал в серийном внедрении и освоении новых видов авиационной и ракетной техники. Исполнитель и руководитель более 30 научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Автор более 150 научных работ.

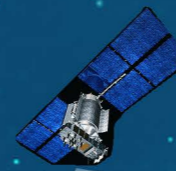
Сферы научных интересов: спутниковая радионавигация, микроволновая техника, математическое моделирование.

В.В. Конин, В.П. Харченко СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ

В.В. Конин, В.П. Харченко



СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ



НАЦИОНАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

В.В. КОНИН, В.П. ХАРЧЕНКО

**СИСТЕМЫ
СПУТНИКОВОЙ
РАДИОНАВИГАЦИИ**

**Киев
ХОЛТЕХ
2010**

УДК 629.072
ББК 39.57
К64

Рецензенты: академик Национальной академии наук Украины, директор Головной астрономической обсерватории НАН Украины, д-р физ.-мат. наук Я.С. Яцкив; первый заместитель Генерального директора Национального космического агентства Украины В.Г. Комаров

Конин В.В., Харченко В.П.

К64 Системы спутниковой радионавигации / В.В. Конин, В.П. Харченко; Национальный авиационный университет. - К.: Холтех, 2010. - 520 с.

ISBN 978-966-96638-9-4

Рассматриваются глобальные спутниковые радионавигационные системы и навигационные характеристики с позиций потребностей систем *CNS/ATM* и международных организаций: *ICAO*, *IMO*, Евроконтроля. Приводятся характеристики сигналов навигационных 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. Прилагаются программы в среде *MatLab*, касающиеся всех процедур вторичной обработки данных навигационных спутников.

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

УДК 629.072
ББК 39.57

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ	VII
ВВЕДЕНИЕ	IX
РАЗДЕЛ 1. Спутниковая радионавигация	1
1.1 Общие вопросы навигации	2
1.1.1 Основные термины и определения	2
1.1.2 Навигационные характеристики	9
1.1.3 Процедуры захода на посадку	11
1.1.4 Морская навигация	15
1.1.5 Спектр радиочастот, выделяемый для радионавигации	16
1.2 Общая характеристика спутниковых радионавигационных систем	18
1.2.1 Состояние и развитие СРНС	18
1.2.2 Состав систем	22
1.2.3 Спутниковая аэронавигация в системах <i>CNS/ATM</i>	23
1.2.4 Стратегия ИКАО	25
1.2.5 Глобальная навигационная спутниковая система <i>GNSS</i>	27
1.2.6 Региональные дополнения в <i>GNSS</i>	33
1.3 Требования, предъявляемые к спутниковым навигационным системам авиационными пользователями	38
1.3.1 Общесистемные требования к спутниковым навигационным системам	38
1.3.2 Требования к <i>GNSS</i> и ее составляющим	47
1.3.3 Бортовой приемник <i>GNSS</i>	55
1.4 Координаты, время, движение навигационных спутников	56
1.4.1 Системы координат в спутниковых радионавигационных технологиях	56
1.4.2 Время в спутниковых радионавигационных системах	68
1.4.3 Движение навигационных спутников в поле тяготения Земли	79
1.4.4 Процедуры размножения эфемерид	88
РАЗДЕЛ 2. Информационные сигналы спутниковых радионавигационных систем	93
2.1 Информационные сигналы	94
2.1.1 Вводные замечания	94
2.1.2 Формирование шумоподобных сигналов	97

IV Оглавление

2.1.3	Интерфейсы ГЛОНАСС и <i>GPS</i>	102
2.1.4	Формирование информационного сигнала в ГЛОНАСС	106
2.1.5	Формирование информационного сигнала в <i>GPS</i>	111
2.2	Формат и содержания навигационных данных	116
2.2.1	Данные ГЛОНАСС	116
2.2.2	Данные <i>GPS</i>	132
2.2.3	Навигационные данные космического функционального дополнения <i>SBAS</i>	141
2.3	Данные дифференциальных станций	153
2.3.1	Данные авиационных контрольно-корректирующих станций	153
2.3.2	Навигационные данные дифференциальной <i>GNSS</i>	159
2.4	Стандартные сообщения	170
2.4.1	Формат <i>NMEA</i>	170
РАЗДЕЛ 3. Основные средства обеспечения спутниковой навигации		181
3.1	Характеристика радионавигационного поля СРНС	182
3.2	Спутниковый навигационный приемник	188
3.2.1	Требования к спутниковым навигационным приемникам	188
3.2.2	<i>GNSS</i> приемник, взаимодействующий с <i>SBAS</i>	189
3.2.3	Обобщенная функциональная схема навигационного приемника	193
3.2.4	Антенны <i>GNSS</i>	193
3.2.5	Радиотехнический модуль	202
3.2.6	Поиск и обнаружение сигнала навигационного спутника	204
3.2.7	Слежение за сигналом навигационного спутника	210
3.2.8	Совмещенные навигационные приемники	212
3.2.9	Демодуляция сообщений навигационных спутников ГЛОНАСС	213
3.2.10	Структура навигационного приемника <i>GPS</i>	215
3.3	Авиационные <i>DGNS</i>	216
3.3.1	Концепция построения авиационной <i>DGNS</i>	216
3.3.2	Алгоритм функционирования ККС	218
3.3.3	Антенно-фидерное устройство	220
3.3.4	Блок датчиков <i>GNSS</i>	222
3.3.5	Блок обработки данных	223
3.3.6	Передатчик корректирующей информации	225
3.3.7	Контрольный приемник	226
3.3.8	Алгоритмы контроля целостности наземных функциональных дополнений	228

РАЗДЕЛ 4. Основы навигационных определений	231
4.1 Определение координат навигационным приемником	232
4.1.1 Обобщенный алгоритм определения координат	232
4.1.2 Расчет координат псевдодальномерными методами	232
4.1.3 Итеративный метод расчета координат потребителя	236
4.1.4 Алгоритм Гаусса для вычисления обратной матрицы	243
4.1.5 Геометрический фактор и погрешности определения координат	245
4.1.6 Дифференциальный метод определения координат	253
4.2 Алгоритмы расчета эфемерид навигационных спутников	254
4.2.1 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС на текущий момент времени	254
4.2.2 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника <i>GPS</i> на текущий момент времени	257
4.3 Алгоритмы расчета времени в <i>GPS</i>	259
4.4 Алгоритм расчета ионосферной поправки в <i>SBAS</i>	263
4.5 Измерение псевдодальности	266
4.6 Алгоритм оценки координат, времени и псевдодальностей в системе <i>SBAS</i>	272
4.7 Алгоритмы оценки уровней защиты в СРНС	274
4.7.1 Определение уровней защиты в <i>SBAS</i>	274
4.7.2 Оценка уровней защиты в <i>GBAS</i>	278
РАЗДЕЛ 5. Специальные вопросы в <i>GNSS</i>	281
5.1 Помехозащищенность приемников спутниковой навигации	282
5.1.1 Требования по помехоустойчивости <i>GNSS</i>	282
5.1.2 Экспериментальные наблюдения воздействия помех на навигационный приемник	288
5.2 Адаптивные антенные решетки	291
5.2.1 Подавление помех адаптивными антенными решетками	291
5.2.2 Моделирование адаптивных антенных решеток	295
5.3 Прогнозирование доступности навигационных спутников	307
5.3.1 Системы прогнозирования доступности навигационных спутников	307
5.3.2 Назначение составляющих экспериментальной АСПДНС	309
5.3.3 Алгоритм определения доступности <i>GNSS</i>	311
5.4 Зарубежный опыт внедрения спутниковых навигационных технологий	317
5.4.1 Подсистемы <i>FIS</i> для получения эталонных параметров движения летных лабораторий	317

VI	Оглавление	
5.4.2	Оценка навигационных характеристик широкозонных функциональных дополнений	321
5.4.3	Эксперименты по оценке характеристик широкозонных функциональных дополнений	325
5.4.4	Экспериментальная оценка технологии <i>OMNISTAR</i> в Украине	329
5.5	Центр спутниковых навигационных технологий Национального авиационного университета <i>GNSSLab</i>	336
	РАЗДЕЛ 6. <i>GNSS @ MatLab</i>	347
6.1	Сигналы <i>GNSS</i>	348
6.1.1	Псевдослучайный код спутников <i>GPS</i>	350
6.1.2	Псевдослучайный код спутников ГЛОНАСС	365
6.2	Преобразование координат	369
6.3	Время	371
6.4	Орбитальное движение навигационных спутников	376
6.4.1	Иллюстрация размножения эфемерид спутников ГЛОНАСС	376
6.4.2	Орбитальное движение спутников <i>GPS</i>	377
6.4.3	Орбитальное движение спутников ГЛОНАСС	391
6.5	Преобразование данных навигационных спутников	415
6.5.1	Преобразование данных альманаха приемника СН 4701 в формат <i>YUMA</i>	415
6.5.2	Декодирование данных альманаха спутников <i>GPS</i>	426
6.5.3	Видимость навигационных спутников <i>GPS</i> и ГЛОНАСС	431
6.6	Декодирование и расшифровка данных спутников ГЛОНАСС	444
6.7	Решение навигационной задачи	456
6.8	Расчет координат спутников ГЛОНАСС по данным эфемерид на любой момент времени с одновременным решением навигационной задачи	458
6.9	Геометрический фактор	476
	БИБЛИОГРАФИЯ	482
	ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	492
	ПРИЛОЖЕНИЕ. Рисунки в многоцветном воспроизведении	495

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

АНО	аэронавигационное обслуживание
АФУ	антенно-фидерное устройство
АЦП	аналого-цифровое преобразование
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
ПСДПМВ	псевдослучайная двоичная последовательность метки времени
ПСПД	псевдослучайная последовательность данных
ПЗ-90	относительная геоцентрическая система координат
СРНС	спутниковая радионавигационная система
ФАУ	Федеральное авиационное управление
ЦИ	цифровая информация
ЧВИ	частотно-временная информация
АВАС	<i>Aircraft Based Augmentation System</i> (бортовая система функционального дополнения)
АДС	<i>Automatic Dependent Surveillance</i> (автоматическое зависимое наблюдение)
АОДО	<i>Age of Data Offset</i> (смена срока службы данных)
АРV-I, АРV-II	<i>Approach with Vertical Guidance</i> (заход на посадку с управлением по вертикали)
АСМ	<i>Air Space Management</i> (организация воздушного пространства)
БИН	<i>Bureau International de l'Heure</i> (международное бюро времени)
ВПСК	<i>Binary Phase Shift Keying</i> (двухпозиционная фазовая манипуляция)
С/А-code	<i>Coarse/Acquisition (Clear Acquisition)</i> (код сигнала <i>GPS</i>)
СDМА	<i>Code Division Multiplex Access</i> (кодовое разделение каналов)
СNS/АТМ	<i>Communication, Navigation, Surveillance /Air Traffic Management</i> (связь, навигация, наблюдение/организация воздушного движения)
СRС	<i>Cyclic Redundancy Check</i> (циклический избыточный код)
СSА	<i>Channel of Standard Accuracy</i> (канал стандартной точности ГЛОНАСС)
СТР	<i>Conventional Terrestrial Pole</i> (обычный земной полюс)
ДGNSS	<i>Differential GNSS</i> (дифференциальная глобальная спутниковая навигационная система)
ЕCEF	<i>Earth Centered Earth Fixed</i> (геоцентрическая фиксированная система координат)
ЕGNOS	<i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i> (Европейская геостационарная навигационная служба, спутниковая система функционального дополнения <i>EGNOS</i>)

VIII Перечень сокращений

<i>EWAN</i>	<i>EGNOS Wide Area Network</i> (широкозонная сеть связи <i>EGNOS</i>)
<i>FANS</i>	<i>Future Air Navigation System</i> (Специальный комитет по будущим аэронавигационным системам)
<i>FAS</i>	<i>Final Approach Segment</i> (конечный участок захода на посадку)
<i>FASLAL</i>	<i>FAS Lateral Alter Limit</i> (информация о конечном участке захода на посадку, относящаяся к порогу срабатывания сигнализации по горизонтали)
<i>FASVAL</i>	<i>Final Approach Segment Vertical Alter Limit</i> (информация о конечном участке захода на посадку, относящаяся к порогу срабатывания сигнализации по вертикали)
<i>FDMA</i>	<i>Frequency Division Multiple Access</i> (частотное разделение каналов)
<i>FEC</i>	<i>Forward Error Correction</i> (помехоустойчивое кодирование)
<i>FIR</i>	<i>Flight Information Region</i> (район полетной информации)
<i>FPAP</i>	<i>Flight Path Alignment Point</i> (точка выставления направления траектории полета)
<i>GARP</i>	<i>GBAS azimuth referense point</i> (угловое боковое отклонение относительно азимутальной опорной точки <i>GBAS</i>)
<i>GBAS</i>	<i>Ground Based Augmentation Systems</i> (наземная система функционального дополнения)
<i>GCID</i>	<i>Ground Continuity and Integrity Designator</i> (показатель непрерывности и целостности <i>GBAS</i>)
<i>GDOP</i>	<i>Geometric Dilution Of Precision</i> (геометрический фактор снижения точности и времени)
<i>ICAO</i>	<i>International Civil Aviation Organization</i> (международная организация гражданской авиации)
<i>ID</i>	<i>Identification</i> (идентификатор)
<i>IDOT</i>	<i>Rate of Inclination Angle</i> (скорость изменения угла наклона)
<i>IOD</i>	<i>Issue of Data</i> (выходные данные)
<i>IODC</i>	<i>Issue of Data Clock</i> (идентификатор набора параметров времени)
<i>IODE</i>	<i>Issue of Data Ephemeris</i> (идентификатор набора данных эфемерид)
<i>IODP</i>	<i>Issuance of Data PRN</i> (идентификатор набора данных <i>PRN</i>)
<i>LAAS</i>	<i>Local Area Augmentation System</i> (система локальных ККС США)
<i>LSB</i>	<i>Least Significant Bit</i> (младшие разряды)
<i>MSAS</i>	<i>Multifunctional Transport Satellite-based Augmentation System the Japanese FIR</i> (система космического функционального дополнения Японии)
<i>MSB</i>	<i>Most Significant Bit</i> (старшие разряды)
<i>NPA</i>	<i>Non-Precision Approach</i> (неточный заход на посадку)
<i>PDOP</i>	<i>Position Dilution of Precision</i> (геометрический фактор снижения точности определения места положения в пространстве)
<i>PRN</i>	<i>Pseudo-Random Noise</i> (псевдослучайный код)
<i>RAIM</i>	<i>Receiver Autonomous Integrity Monitoring</i> (система автоматического контроля целостности спутникового созвездия)
<i>RNAV</i>	<i>Area Navigation</i> (зональная навигация)
<i>RNP</i>	<i>Required Navigation Performance</i> (необходимые навигационные характеристики)
<i>SARPS</i>	<i>Standards and Recommended Practices</i> (Международные стандарты и Рекомендуемая практика)

ВВЕДЕНИЕ

Рубеж XX/XXI веков с полным основанием можно считать началом эпохи внедрения и применения технологий спутниковой радионавигации во все сферы человеческой деятельности. 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 высокопродуктивных агротехнологий.

Особая роль СРНС отводится в навигации, управлении и контроле авиационных морских и наземных транспортных средств, поскольку в этих сферах СРНС превратились в крупнейшие системы массового обслуживания, касающиеся жизнеобеспечения.

Объемы рынка производства аппаратуры и предоставления услуг СРНС составляют в Европе 6-8 миллиардов евро в год. Распределение этого рынка иллюстрируется следующей диаграммой.

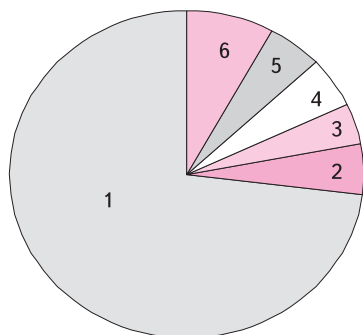


Диаграмма рынка производства аппаратуры и предоставления услуг СРНС:

- 1 - наземная транспортная навигация (70...75%);
- 2 - авиация (2...5%);
- 3 - морская и речная навигация (1...4%);
- 4 - геодезия и исследования (2...5%);
- 5 - путешествия (2...5%);
- 6 - туризм, отдых (3...8%)

Стратегией Международной организации гражданской авиации (ICAO) по внедрению систем связи, навигации, наблюдения/организации воздушного движения (CNS/ATM) предусматривается постепенный переход от традиционных навигационных систем к спутниковым системам.

Современное состояние и перспективные разработки спутниковых навигационных технологий характеризуются следующим образом.

Космический сегмент Глобальной системы определения местонахождения (GPS) состоит из 24 основных функционирующих спутников. По состоянию на 2009 год на орбите функционируют 29 спутников. США внедряется план модернизации GPS, целью которого является предоставление дополнительных сигналов и услуг для всех пользователей в мире.

В ближайшие годы предусматривается полномасштабный ввод в эксплуатацию системы ГЛОНАСС (Россия) и доведение космического сегмента до 24 спутников. Предусматривается оптимизация частотного плана системы и переход на кодовое разделение каналов. В конце 2008 года финансирование на развитие ГЛОНАСС увеличено на 67 млрд. рублей.

Европейская система EGNOS после перехода из тестового режима в эксплуатационный будет предоставлять навигационное обслуживание для всех категорий пользователей, обеспечивать точность 1...2 м; передавать информации о целостности, непрерывности обслуживания и эксплуатационной готовности. Для гражданской авиации EGNOS будет соответствовать требованиям DO 229C RTCA, SARPS ICAO и обеспечивать авиационное обслуживание при полете по маршруту и заходах на посадку с вертикальным наведением.

Система WAAS (США) введена в эксплуатацию 10 июля 2003 года в национальной

системе воздушного пространства (NAS) США для применения на маршруте и заходах на посадку по приборам с боковым и вертикальным наведением. В WAAS достигается горизонтальная точность - 1 м, вертикальная - 1,5 м. Зона действия WAAS - континентальная часть США и часть Аляски. Наземная система функционального дополнения (LAAS) разрабатывается США и должна обеспечить характеристики точного захода на посадку для систем типа GBAS, а также проведения операций на поверхности аэродрома. В ближайшее время начнет функционировать европейская гражданская спутниковая система GALILEO, предоставляющая навигационное обслуживание пользователям на коммерческой основе.

Мировое сообщество обладает мощными средствами для вывода спутников на орбиту (рис.В1, В2)* и системами контроля их функционирования (рис.В3)*.

В Украине профессиональная спутниковая навигационная аппаратура разрабатывается и серийно изготавливается государственным предприятием «Оризон - Навигация» (Министерство промышленной политики Украины) совместно с конструкторским бюро «Навис» (Россия). Главная астрономическая обсерватория НАН Украины является создателем Украинской сети станций космической геодезии и геодинамики. Акционерное общество «НИИ радиотехнических измерений» (Национальное космическое агентство Украины) завершает работы по созданию Спутниковой системы координатно-временного обеспечения Украины. В Национальном авиационном университете, Харьковском национальном университете радиоэлектроники ведутся исследования по разработке и повышению эффективности аппаратуры для спутниковой навигации, мониторингу радионавигационного поля и созданию методов обработки спутниковой информации. Ряд геодезических предприятий выполняют геодезические работы с применением спутниковых приемников.

Особенностью СРНС является то, что провайдеры, предоставляющие услуги, сформулировали требования, при которых удовлетворяются характеристики сигналов СРНС в пространстве. Государства, которые применяют соответствующее спутниковое обслуживание, должны на своих территориях обеспечить выполнение этих требований.

Характерной чертой спутниковой аппаратуры западного производства, поступающей в Украину, является то, что алгоритмы и методы обработки информации являются «НОУ-ХАУ» фирм-производителей, что накладывает существенные ограничения при ее комплексировании, особенно для систем жизнеобеспечения. Отметим лишь, что руководства пользователей профессиональной аппаратуры состоят из нескольких сот страниц специфической даже для специалиста информации.

В этой связи возникла необходимость издания книги, способствующей максимальному использованию функциональных возможностей СРНС в различных сферах применения и, прежде всего, в системах навигации, управления и контроля за перемещением транспорта.

В книге рассматриваются ключевые вопросы авиационной навигации и их связь с международными стандартами; сигналы систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO; средства обеспечения спутниковой навигации; математические методы и вычислительные процедуры для решения задач определения координат и времени; основы теории адаптивных антенных систем для противодействия помехам. Целый раздел книги посвящен вопросам моделирования СРНС в среде *MatLab* [9, 57, 59, 130]. В этом разделе представлены в открытом виде листинги программ, позволяющие исследовать все процедуры вторичной обработки, начиная от формирования спутникового сигнала и заканчивая решением навигационной задачи.

Разделы книги написаны авторами совместно. В создании программ раздела 6 приняла участия Л.А. Кониная - ведущий инженер-программист Центрального НИИ навигации и управления. Приведенная в книге аппаратура разрабатывалась при участии В.М. Кондрачука - старшего научного сотрудника НАУ.

Авторы выражают искреннюю признательность и благодарность рецензентам - академику, д-ру физ.-мат. наук Я.С. Яцкиву и первому заместителю Генерального директора Национального космического агентства Украины В.Г. Комарову за ценные замечания, способствующие улучшению содержания книги.

Авторы с благодарностью примут замечания и пожелания по совершенствованию и дополнению изложенного материала.

*Рисунки В1 - В3 приведены в приложении, стр. 495



СПУТНИКОВАЯ РАДИОНАВИГАЦИЯ

1.1 Общие вопросы навигации

- 1.1.1 Основные термины и определения
- 1.1.2 Навигационные характеристики
- 1.1.3 Процедуры захода на посадку
- 1.1.4 Морская навигация
- 1.1.5 Спектр радиочастот, выделяемый для радионавигации

1.2 Общая характеристика спутниковых радионавигационных систем

- 1.2.1 Состояние и развитие СРНС
- 1.2.2 Состав систем
- 1.2.3 Спутниковая аэронавигация в системах *CNS/ATM*
- 1.2.4 Стратегия ИКАО
- 1.2.5 Глобальная навигационная спутниковая система *GNSS*
- 1.2.6 Региональные дополнения в *GNSS*

1.3 Требования, предъявляемые к спутниковым навигационным системам авиационными пользователями

- 1.3.1 Общесистемные требования к спутниковым навигационным системам
- 1.3.2 Требования к *GNSS* и ее составляющим
- 1.3.3 Бортовой приемник *GNSS*

1.4 Координаты, время, движение навигационных спутников

- 1.4.1 Системы координат в спутниковых радионавигационных технологиях
- 1.4.2 Время в спутниковых радионавигационных системах
- 1.4.3 Движение навигационных спутников в поле тяготения Земли
- 1.4.4 Процедуры размножения эфемерид

1.1 Общие вопросы навигации

1.1.1 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 [7, 99, 137, 149].

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

Авиaperевозки осуществляются в воздушном пространстве по определенным правилам и процедурам, которые регламентируются международными и национальными документами [101, 105, 113, 148, 152].

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) [78, 99, 122, 123].

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 [287].

Движение воздушных судов осуществляется в воздушном пространстве определенных размеров с буквенными обозначениями классов А-С, в пределах которых могут выполняться конкретные виды полетов, определены правила полетов и процедуры обслуживания воздушного движения [113]. 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 IIIС 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 табл. 1.1 и [124]

Таблица 1.1. Качество навигационных данных

Широта и долгота	Точность, тип данных	Разрешение		Риск потери целостности, категория данных
		при публикации	карты	
1	2	3	4	5
Точки границ района полетной информации, районов <i>P, R, D</i> (вне границ <i>CTA/CTZ</i>)	2 км или 1 м. миля объявленные	1 мин		10^{-3} обычные
Точки границ районов <i>P, R, D</i> (внутри границ <i>CTA/CTZ</i>); границ <i>CTA/CTZ</i>	100 м расчетные	1 сек	1 сек	10^{-5} важные
Маршрутные навигационные средства и контрольные точки, пункт ожидания, точки <i>STAR/SID</i> , препятствия на маршруте	100 м съемочные или расчетные			
Контрольная точка аэродрома (вертодрома)	30 м съемочные	1 сек		10^{-3} обычные
Навигационные средства аэродрома (вертодрома), препятствия	3 м съемочные	0.1 сек	0.1 сек	10^{-5} важные
Контрольные точки конечного захода на посадку, образующие схему захода на посадку	3 м съемочные расчетные	0.1 сек	1 сек	10^{-5} важные
Порог, окончание, точки осевой линии ВПП	1 м съемочные	0.01 сек	1 сек	10^{-8} критические

Продолжение табл. 1.1

1	2	3	4	5
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 проверки <i>INS</i>				10^{-3} обычные
Геометрический центр <i>TLOF</i> , пороги <i>FATO</i> 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 <i>WGS-84</i> в точке превышения, порог ВПП или <i>FATO</i> (при неточных заходах на посадку), волна геоида <i>WGS-84</i> на пороге ВПП, <i>FATO</i> , в геометрическом центре <i>TLOF</i> (при неточных заходах на посадку)	0.5 м 1 фут съёмочные	1 м (фут)	1 м (фут)	10^{-5} важные
Порог ВПП или <i>FATO</i> , волна геоида <i>WGS-84</i> на пороге ВПП или <i>FATO</i> , в геометрическом центре <i>TLOF</i> (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 расчетные	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 (<i>DME</i>)	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 расчетные	5 м или 10 фут	согласно Doc 8168	10^{-5} важные
Минимальные абсолютные высоты	50 м или 100 фут расчетные	50 м или 100 фут	50 м или 100 фут	10^{-3} обычные
Склонение ОВЧ - навигационной станции, используемой для технической настройки	1° съёмочные	1°	-	10^{-5} важные
Магнитное склонение <i>NDB</i>	1° съёмочные	1°	-	10^{-3} обычные
Магнитное склонение аэродрома (вертодрома), фазового центра антенны курсового радиомаяка <i>ILS</i> и азимутальной антенны <i>MLS</i>	1° съёмочные	1°	1°	10^{-5} важные

Окончание табл. 1.1

1	2	3	4	5
Пеленг				
Участки воздушных трасс маршрутов прибытия (вылета)	1° расчетные	1°	1°	10 ⁻³ обычные
Контрольные точки на маршруте и в районе аэродрома	0.1° расчетные	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 <i>ILS</i> , нулевого азимута <i>MLS</i>	0.01° съёмочные	0.01°	1°	
Широта и долгота				
Пеленга ВПП и <i>FATO</i>	0.01° съёмочные	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, <i>FATO</i> , размеры <i>TLOF</i> , длина концевой полосы торможения, располагаемая посадочная дистанция, длина пробега, дистанция взлета, дистанция прерванного взлета	1 м или 1 фут съёмочные	1 м или 1 фут	0.5 м	10 ⁻⁸ критические
Расстояние между антенной курсового радиомаяка <i>ILS</i> , азимутальной антенной <i>MLS</i> и концом ВПП; антенной глиссадного радиомаяка, угломестной антенной <i>MLS</i> и порогом ВПП	1 м или 1 фут расчетные	1 м или 1 фут	как нанесены	10 ⁻³ обычные
Расстояние между маркерами <i>ILS</i> , фазовыми центрами антенн <i>DME ILS</i> , <i>DME/P MLS</i> и порогом ВПП				10 ⁻⁵ важные

Примечания:

- 1) *control area*; *CTA* (диспетчерский район; 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).

6 Спутниковая радионавигация

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 ICAO предоставляет государствам право применять единицы измерений из международной системы SI, а также несистемные, известив об этом ICAO. 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*);
- единица силы света: свеча (*св, cd*);

и дополнительные единицы:

- единица измерения плоского угла: радиан (*рад, rad*);
- единица измерения телесного угла: стерadian (*стерад, 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, табл. 1.2.

Таблица 1.2. 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 (<i>exa</i>)		<i>E</i>
$1\ 000\ 000\ 000\ 000\ 000 = 10^{15}$	пета (<i>peta</i>)		<i>P</i>
$1\ 000\ 000\ 000\ 000 = 10^{12}$	тера (<i>tera</i>)	<i>T</i>	<i>T</i>
$1\ 000\ 000\ 000 = 10^9$	гига (<i>giga</i>)	<i>Г</i>	<i>G</i>
$1\ 000\ 000 = 10^6$	мега (<i>mega</i>)	<i>М</i>	<i>M</i>
$1\ 000 = 10^3$	кило (<i>kilo</i>)	<i>к</i>	<i>k</i>
$100 = 10^2$	гекто (<i>hecto</i>)	<i>г</i>	<i>h</i>
$10 = 10^1$	дека (<i>deca</i>)	<i>да</i>	<i>da</i>
$0.1 = 10^{-1}$	деци (<i>deci</i>)	<i>д</i>	<i>d</i>
$0.01 = 10^{-2}$	санتي (<i>centi</i>)	<i>с</i>	<i>c</i>
$0.001 = 10^{-3}$	милли (<i>milli</i>)	<i>м</i>	<i>m</i>
$0.000\ 001 = 10^{-6}$	микро (<i>micro</i>)	<i>мк</i>	<i>μ</i>
$0.000\ 000\ 001 = 10^{-9}$	нано (<i>nano</i>)	<i>н</i>	<i>n</i>
$0.000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-12}$	пико (<i>pico</i>)	<i>п</i>	<i>p</i>
$0.000\ 000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-15}$	фемто (<i>femto</i>)	<i>ф</i>	<i>f</i>
$0.000\ 000\ 000\ 000\ 000\ 001 = 10^{-18}$	атто (<i>atto</i>)	<i>а</i>	<i>a</i>

Помимо единиц измерения системы *SI* в авиационной и морской навигации, используют единицы измерения, традиционно применяемые в процессе развития навигации (табл. 1.3).

Таблица 1.3. Единицы измерения расстояний и скоростей

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

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 Кравсовского 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.

Радиан - 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 $1/32$ части длины окружности.

8 Спутниковая радионавигация

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

$$\pi \text{ рад} \leftrightarrow 180^\circ, \quad (1.1)$$

$$X \text{ рад} \leftrightarrow N^\circ.$$

$$\pi \text{ рад} \leftrightarrow 180^\circ, \quad (1.2)$$

$$M \text{ рад} \leftrightarrow Y^\circ.$$

Из решений (1.1 - 1.2) определяются угол X в радианах, если N в градусах и угол Y в градусах, если M задан в радианах, соответственно

$$X = \frac{\pi \cdot N}{180}, \quad (1.3)$$

$$Y = \frac{180 \cdot M}{\pi}.$$

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 (1.3)

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

$$1' = \frac{\pi}{108} \cdot 10^{-2}, \quad (1.4)$$

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

Связь между другими единицами измерения расстояния приводится в табл. 1.4.

Таблица 1.4. 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	1609.344/ 1852	1.0	1609.344/ 0.348	1609.344/ 0.0254	1609.344/ 185.2	1609.344
фут	0.348/ 1852	0.348/ 1609.344	1.0	0.348/ 0.0254	0.348/ 185.2	0.348
дюйм	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.

1.1.2 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 [15, 98, 101, 118, 155, 156].

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) [125].

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 табл. 1.5.

Таблица 1.5. 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 табл. 1.5 типы RNP определяют минимальную точность навигации, которая должна обеспечиваться с учетом установленного уровня удерживания (рис. 1.1).

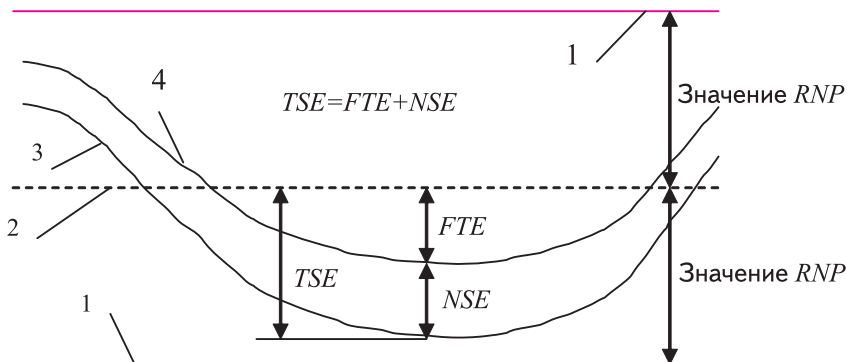


Рис. 1.1. Характеристики погрешностей навигационной системы в горизонтальной плоскости: 1 - поверхности удерживания (тип RNP), 2 - желаемая траектория движения ВС, 3 - истинное положение ВС, 4 - расчетное положение ВС, TSE - общая погрешность навигационной системы, FTE - погрешность из-за техники пилотирования, NSE - погрешность навигационной системы

Типы *RNP* для полета по маршруту, этапов захода на посадку, посадки и вылета определяются в показателях требуемой точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности обслуживания (рис. 1.2).

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).

Таблица 1.6. Типы *RNP* для заходов на посадку

Тип <i>RNP</i>	Границы района воздушного пространства	
	в горизонтальной плоскости (м. мили)	в вертикальной плоскости (футы)
<i>RNP</i> 0.003/z	±0.003	±Z (для категории III)
<i>RNP</i> 0.01/15	±0.01	±15 (для категории II)
<i>RNP</i> 0.02/40	±0.02	±40 (для категории I)
<i>RNP</i> 0.03/50	±0.03	±50 (для <i>RNAV/VNAV</i> при <i>SBAS</i> или <i>GBAS</i>)
<i>RNP</i> 0.3/125	±0.3	±125 (для <i>RNAV/VNAV</i> при <i>SBAS</i> или высотемере)

Рассмотрим понятия точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности применительно к составляющим *RNP* (см. рис. 1.2).



Рис. 1.2. 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 - вероятностные характеристики. Они оцениваются через понятия рисков:

риск потери точности определяется вероятностью того, что при отсутствии 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.

1.1.3 Процедуры захода на посадку

Типовые схемы захода на посадку по приборам разрабатываются с учетом категорий воздушных судов. В зависимости от максимальной воздушной приборной скорости (*IAS*) при посадке воздушные суда разделяют на пять категорий (табл. 1.7).

Таблица 1.7. Категории воздушных судов

Категория воздушного судна	Пределы изменения максимальной приборной скорости	
	км/час	узлы
A	не более 169	не более 91
B	169...224	91...121
C	224...261	121..141
D	261...307	141...166
E	307...391	166...211

Категории посадки, определяемые через относительную высоту принятия решения, видимость и дальность видимости на ВПП, приведены в табл. 1.8.

Таблица 1.8. Категории точных заходов на посадку и посадки ВС по приборам

Категория	Относительная высота принятия решения	Видимость	Дальность видимости на ВПП
Категория I (кат. I; CAT I)	60 м (200 фут)	800 м и более	или 550 м и более
Категория II (кат. II; CAT II)	30...60 м (100...200 фут)	не назначена	не менее 350 м
Категория IIIA (кат. IIIA; CAT IIIA)	30 м (100 фут) без ограничений	не назначена	не менее 200 м
Категория IIIB (кат. IIIB; CAT IIIB)	15 м (50 фут) без ограничений	не назначена	50...200 м и более
Категория IIIC (кат. IIIC; CAT IIIC)	без ограничений	без ограничений	без ограничений

Посадка воздушных судов является наиболее ответственной стадией полета и выполняется по определенным схемам. Типичная схема захода на посадку состоит из пяти участков: подхода, начального, промежуточного, конечного и ухода на второй круг. Каждый участок, как правило, начинается и заканчивается установленными контрольными точками, заданными координатами (рис. 1.3).

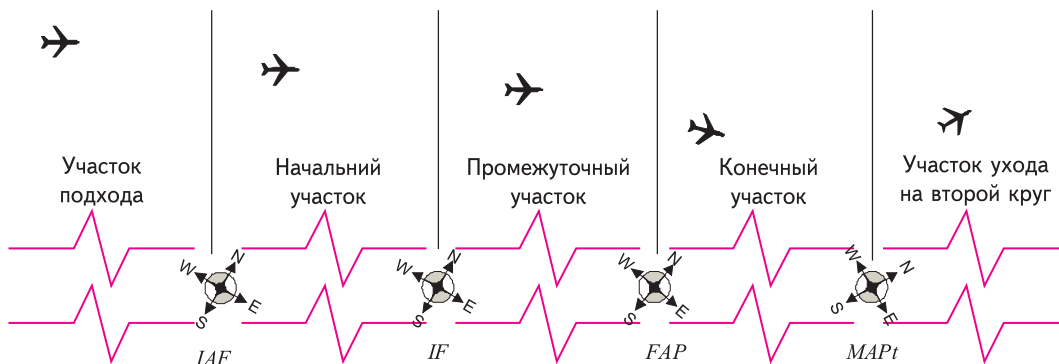


Рис. 1.3. Схема участков захода на посадку

Так, начальный участок захода на посадку начинается в контрольной точке *IAF*, промежуточный - в контрольной точке *IF*, конечный - в контрольной точке *FAP*, ухода на второй круг - в контрольной точке *MAPt*. Контрольная точка начала каждого последующего участка совмещена с контрольной точкой окончания предыдущего. При выполнении захода на посадку воздушное судно на каждом участке должно выдерживать определенную высоту. Эта высота при построении схем захода на посадку зависит от высоты возможного препятствия, находящегося на участке, запаса высоты над препятствием и классом воздушного судна.

Приняты следующие обозначения высот (рис. 1.4):

абсолютная высота - высота, отсчитываемая от поверхности геоида (среднего уровня моря, *MSL*) вдоль нормали к геоиду;

превышение порога взлетно-посадочной полосы (ВПП) - превышение, отсчитываемое от поверхности геоида до порога ВПП;

относительная высота - высота, отсчитываемая от заданного уровня, например, порога ВПП по нормали к ВПП;

минимальный запас высоты над препятствием (*MOC*) - дополнительное расстояние между наивысшей точкой препятствия и наинизшей высотой траектории полета воздушного судна;

абсолютная высота пролета препятствий (*OCA*) - абсолютная высота препятствия плюс *MOC*;

относительная высота пролета препятствий (*OCH*) - относительная высота препятствия плюс *MOC*;

абсолютная (*DA*) [относительная (*DH*)] высота принятия решения - высота, при которой принимается решение о продолжении посадки или уходе на второй круг;

минимальная абсолютная (относительная) высота снижения [*MDA* (*MDH*)] - высота, устанавливаемая при неточном заходе на посадку, визуальном маневрировании, полете по кругу, ниже которой полет воздушного судна не допускается.

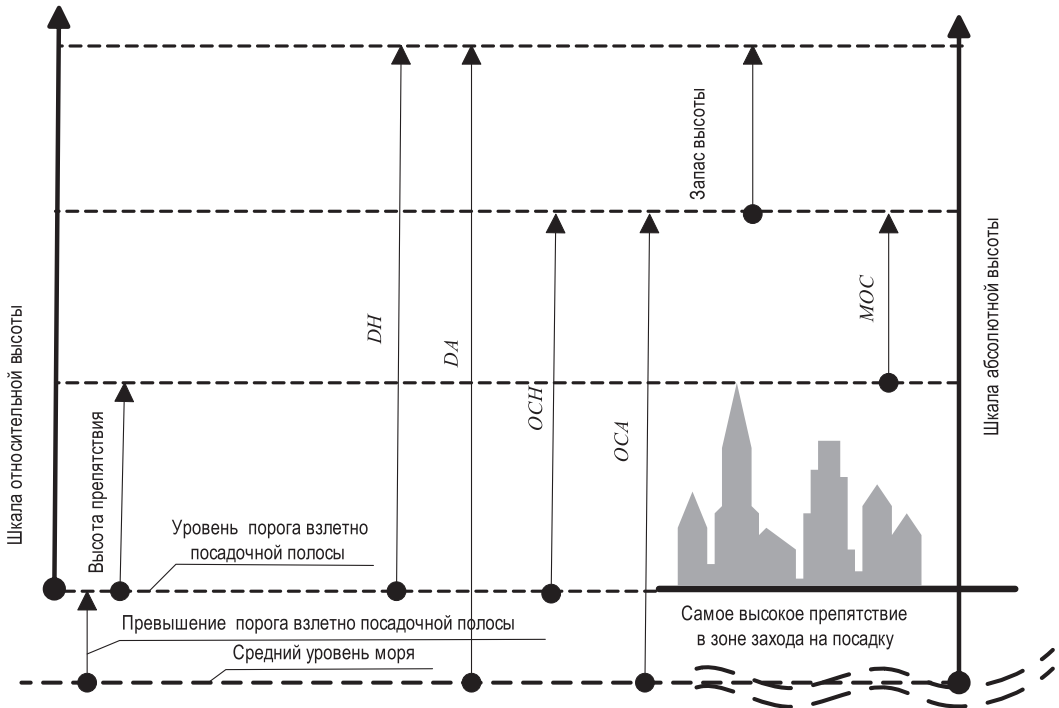


Рис. 1.4. Соответствие между высотами при выполнении посадки

В приведенной выше терминологии и далее под геоидом понимается эквипотенциальная поверхность в гравитационном поле Земли, совпадающая с невозмущенным средним уровнем моря (*MSL*) и его продолжением под материками.

Конечный этап захода на посадку выполняется по траектории, задаваемой рядом точек (рис. 1.5).

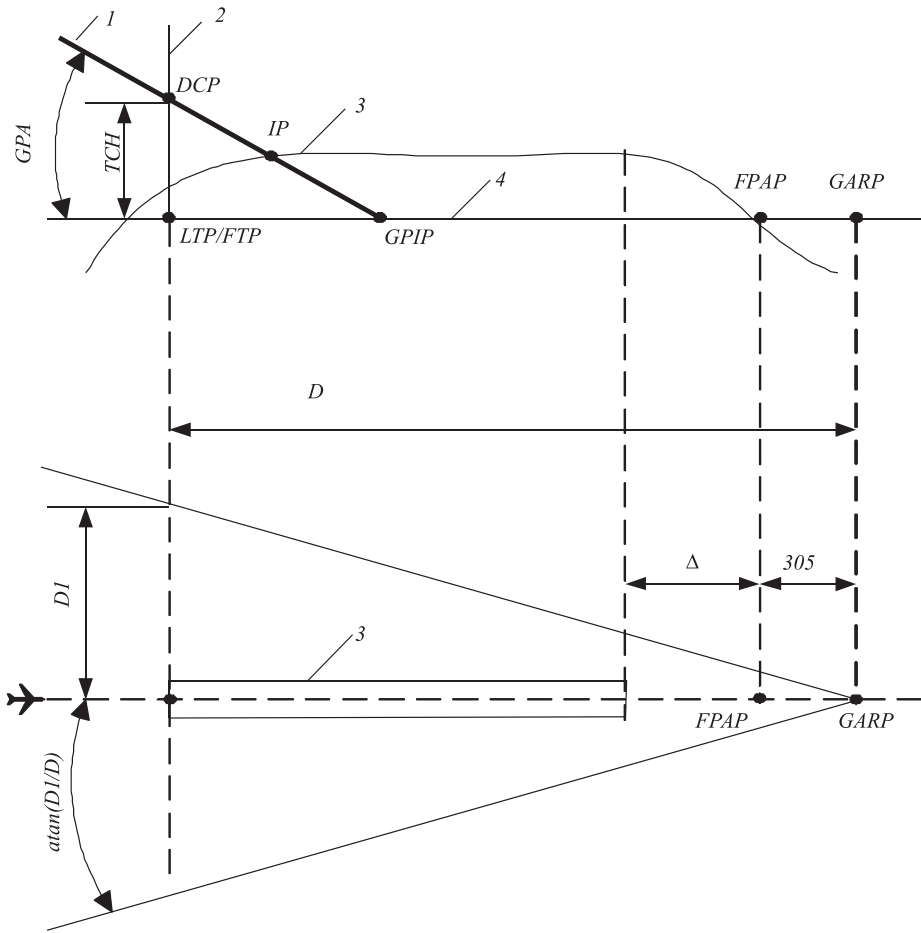


Рис. 1.5. Характеристики траектории конечного этапа захода на посадку:
 1 - глсслада, 2 - нормали к эллипсоиду WGS-84, 3 - взлетно-посадочная полоса,
 4 - локальный уровень, перпендикулярный нормали 2

Траектория конечного участка захода на посадку (FAS) представляет собой линию в пространстве и характеризуется следующими параметрами (см. рис. 1.5):

LTP/FTP - точка посадочного порога/точка фиктивного порога ВПП, расположенные на/или вблизи порога ВПП на пересечении нормали (2) и касательной плоскости к эллипсоиду WGS-84 (4);

FPAP, GARP - точка выставления направления траектории полета и азимутальная опорная точка GBAS соответственно;

GPIIP - точка пересечения глсслады (1) и касательной плоскости к эллипсоиду WGS-84 (4);

DCP - точка на нормали (2);

GPA - угол наклона глсслады;

TCH - относительная высота пересечения порога ВПП;

D - расстояние для расчета DI; Δ - смещение по D;

DI - курсовая ширина;

Atan(DI/D) - угол полного отклонения;

глсслада (1) - профиль снижения воздушного судна для вертикального наведения на конечном этапе захода на посадку.

1.1.4 Морская навигация

Для безопасного мореплавания ИМО был создан стандарт, предъявляющий требования к точности вождения морских судов (резолюция A529). При движении морских судов в других 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 табл. 1.9.

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 1.9. 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)				
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 табл. 1.9) и погрешности определения местоположения в колонках 3...7 табл. 1.9 определяется допустимое время плавания по счислению пути. Например, навигационная опасность находится на расстоянии 50 м. миль, погрешность определения местоположения 1 м. мили, тогда согласно табл. 1.9 допустимое время плавания по счислению должно быть менее 87 минут, и затем необходимо проводить определение местоположения судна.

1.1.5 Спектр радиочастот, выделяемый для радионавигации

Международное обозначение радиочастот приведено в табл.1.10 [2, 145].

Таблица 1.10. Обозначения радиочастот

Диапазон частот	Название		Назначение
	Английское	Русское	
0...30 Гц	<i>DC - Direct Current</i>	Постоянный ток	
30...300 Гц	<i>ELF - Extremely Low-Frequency</i>	КНЧ - Крайне низкая частота	
300...3000 Гц	<i>ILF - Infralow-Frequency</i>	ИРЧ - Инфранизкая частота	
3...30кГц	<i>VLF - Very Low-Frequency</i>	ОНЧ - Очень низкая частота	Поверхностная волна Связь на большие расстояния, навигация, подводная связь
30...300 кГц	<i>LF - Low-Frequency</i>	НЧ - Низкая частота	Околоземная волна Связь на большие расстояния, радиовещание, эталоны времени
300...3000 кГц	<i>MF - Medium Frequency</i>	СЧ - Средняя частота	Околоземная волна (ионосферная ночью) Радиовещание, морская связь
3...30 МГц	<i>HF - High Frequency</i>	ВЧ - Высокая частота	Ионосферная волна Связь на большие расстояния, радиовещание, морская связь
30...300 МГц	<i>VHF - Very High Frequency</i>	ОВЧ - Очень высокая частота	Пространственная волна Связь прямой видимости, мобильная связь, телевизионное и <i>FM</i> - вещание
300...3000 МГц	<i>UHF - Ultrahigh Frequency</i>	УВЧ - Ультравысокая частота	Пространственная волна Связь прямой видимости, мобильная и спутниковая связь, радиорелейные линии
3...30 ГГц	<i>SHF - Superhigh Frequency</i>	СВЧ - Сверхвысокая частота	Пространственная волна Радиолокация, радиорелейные линии, спутниковая связь
30...300 ГГц	<i>EHF - Extremely High Frequency</i>	КВЧ - Крайне высокая частота	Пространственная волна Межспутниковая связь
300...3000 ГГц	<i>THF - Tremendously High-Frequency</i>	ЧВЧ - Чрезвычайно высокая частота	

Спектр частот, выделенный для авиационных применений, приведен в табл. 1.11.

Таблица 1.11. Полосы авиационных радиочастот

Полоса частот	Служба	Использование в авиационных системах
9...14 кГц	<i>RN</i>	<i>Omega</i>
90...110 кГц	<i>RN</i>	<i>Loran-C</i>
130...535 кГц	<i>ARN</i>	<i>NDB</i> /определение местоположения
1800...2000 кГц	<i>RN</i>	<i>Loran-A</i>
2850...22 000 кГц	<i>AM(R)S</i>	Связь "воздух - земля" (речевая связь и передача данных в ВЧ-полосе)
3023 и 5680 кГц	<i>AM(R)S</i>	Поиск и спасение
74,8...75,2 МГц	<i>ARN</i>	Маркерный маяк
108...117,975 МГц	<i>ARN</i>	<i>VOR</i> /Курсовой радиомаяк <i>ILS</i>
117,975...137 МГц	<i>AM(R)S</i>	Связь "воздух - земля" и "воздух - воздух" (речевая связь и передача данных в ОВЧ-полосе)
121,5, 123,1 и 243 МГц	<i>AM(R)S/подвижная</i>	Аварийные частоты
328,6...335,4 МГц	<i>ARN</i>	Глиссада <i>ILS</i>
406...406,1 МГц	<i>MSS</i>	Поиск и спасение
960...1215 МГц	<i>ARN</i>	<i>DME</i>
1030 и 1090 МГц	<i>ARN</i>	ВОРЛ/БСПС
1215...1260 МГц	<i>RL/RNS</i>	<i>GNSS</i>
1260...1400 МГц	<i>ARN/RL</i>	Обзорная РЛС
1525...1559 МГц, 1626,5...1660,5 МГц	<i>MSS</i>	Спутниковая связь
1559...1626,5 МГц	<i>ARN/RNS/MSS</i>	<i>GNSS</i>
1610...1626,5 МГц	<i>ARN/RDS/MS</i>	ГЛОНАСС
2700...3300 МГц	<i>ARN/RL</i>	Обзорная РЛС
4200...4400 МГц	<i>ARN</i>	Радиовысотомер
5000...5250 МГц	<i>ARN</i>	<i>MLS</i>
5350...5470 МГц	<i>ARN</i>	Бортовая метеорологическая РЛС
8750...8850 МГц	<i>ARN/RL</i>	Бортовая доплеровская РЛС
9000...9500 МГц	<i>ARN/RN/RL</i>	РЛС точного захода на посадку
13,25...13,4 ГГц	<i>ARN</i>	Бортовая доплеровская РЛС
15,4...16,6 ГГц	<i>ARN</i>	<i>ASDE</i> /другие системы
24,25...24,65 ГГц	<i>RN</i>	<i>ASDE</i>
31,8...33,4 ГГц	<i>RN</i>	<i>ASDE</i>

Примечание:

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 табл. 1.11, авиационным радионавигационным средствам выделен широкий спектр радиочастот, что выдвигает на один из первых планов вопросы электромагнитной совместимости и помехоустойчивости спутниковых систем радионавигации.

1.2 Общая характеристика спутниковых радионавигационных систем

1.2.1 Состояние и развитие СРНС

Современное состояние развития СРНС иллюстрируется рис. 1.6.

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 трансевропейской сети.

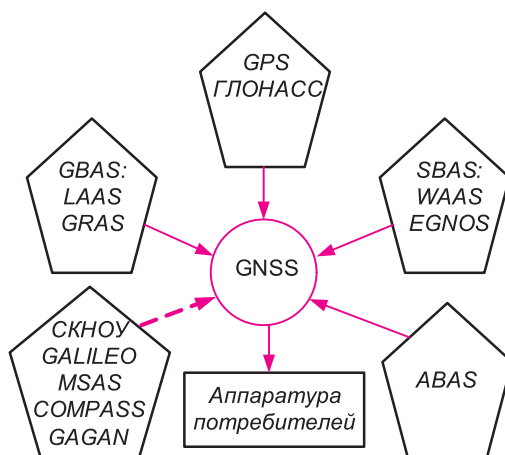


Рис. 1.6. Современное состояние развития СРНС

Проект предназначен для обеспечения наземных, морских и воздушных невоенных пользователей системами *GPS* и *ГЛОНАСС* с 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 космическое агентство 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 Systems Vega* (Великобритания), *Airsys ATM*, *DASA*, *Deutsche Telekom*, *DLR*, *Ifen*, *MAN* (Германия), *GMV*, *INDRA*, *SENER* (Испания), *Alenia*, *Laben*, *Space Software Italia*, *Telespazio*, *Vitrocizet* (Италия), *Novatel* (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 стопроцентную 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*), связанная с главными центрами управления (*MCC*), 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 *MCC* - в Торрехоне (Испания), Гэтвике (Великобритания), Лангене (Германия), Чиапино (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 *MCC* 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 каждую секунду и имеют два канала: А - передача исходных данных для расчета широкозонных поправок; В - передача исходных данных для формирования информации о целостности.

Наземные навигационные станции (*NLES*) частично выполняют функции *RIMS*, а также используются для закладки навигационной информации на борт и управления спутниками *GEO*. Передаваемые навигационные сообщения *GEO* точно синхронизированы с систем-

ным 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 к действующей американской системе *WAAS*.

Структура *WAAS* показана на рис. 1.7, функциональные связи между составляющими системы изображены на рис. 1.8 [205, 302, 316].

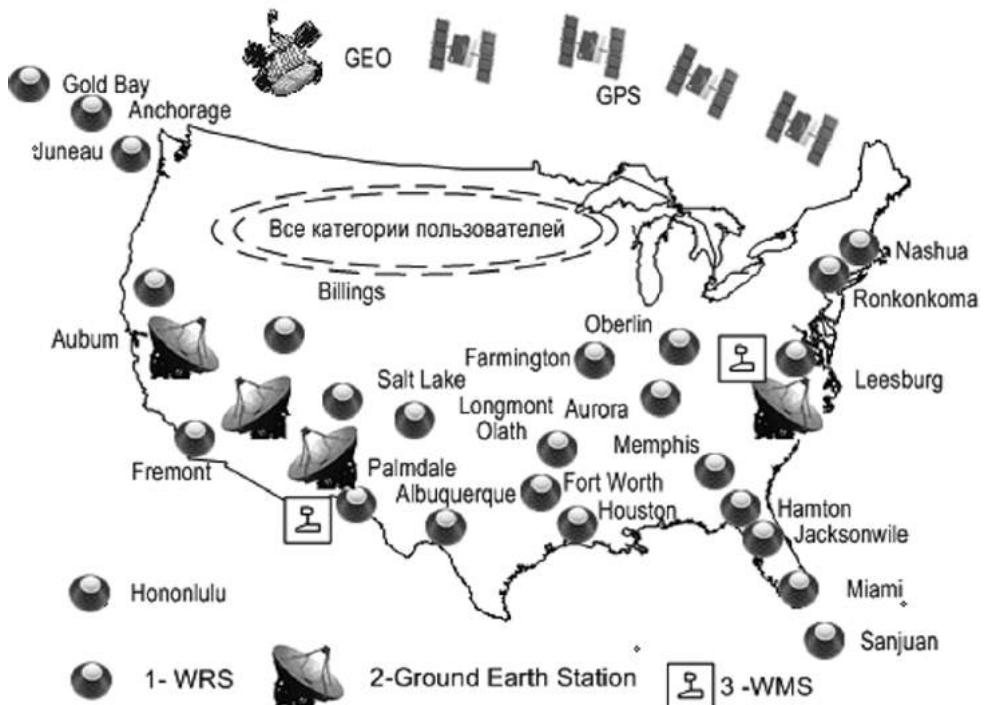


Рис. 1.7. Структура *WAAS*: 1 - контрольные опорные станции; 2 - наземные станции передачи данных; 3 - головные станции

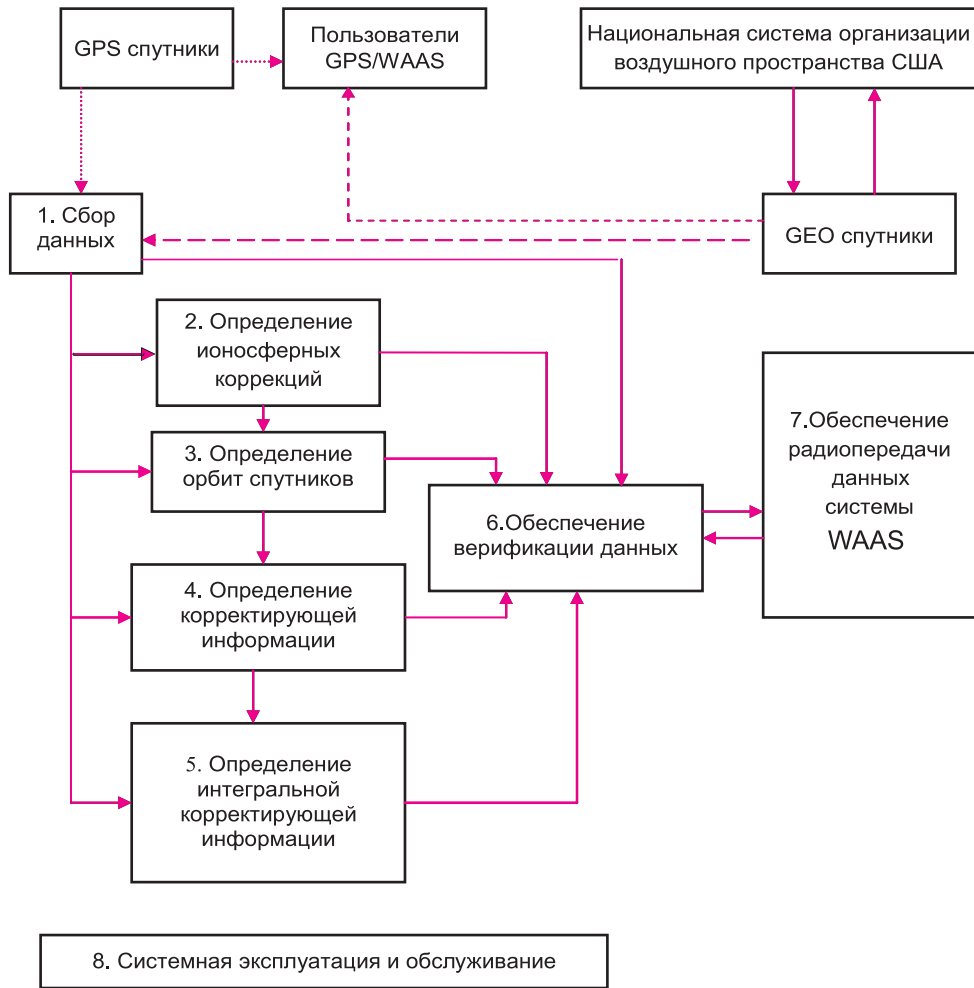


Рис. 1.8. Функциональные связи в системе WAAS:

..... GPS сигналы; - - - передача данных GEO 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 2011 г.; функции координатора 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.

1.2.2 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 также осуществлять точную координацию времени. В соответствии с концепцией ICAO, спутниковые навигационные системы в ближайшее время станут одним из основных средств навигации в авиации [13, 14, 30, 31, 51, 52, 56, 81, 82, 85, 87, 133, 140, 147, 162, 164, 220, 227, 229, 303].

Принцип действия систем заключается в том, что навигационные спутники излучают специальные электромагнитные сигналы. Аппаратура потребителей, расположенная на объектах, находящихся на поверхности Земли или в 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. 1.9).

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.

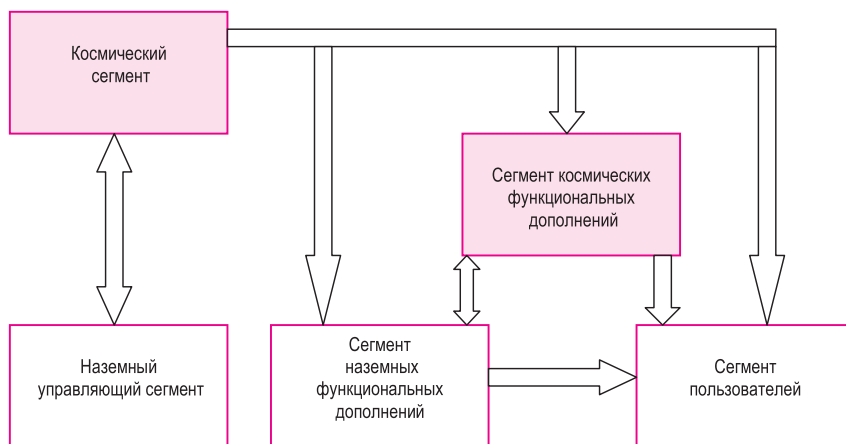


Рис. 1.9. Организация спутниковой радионавигационной системы

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, непрерывно излучающую в направлении Земли шумоподобные 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 спут-

ников и производят расчеты текущего местоположения, скорости и времени с погрешностями, определяемыми спутниковой навигационной системой и аппаратурой потребителя.

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

1.2.3 Спутниковая аэронавигация в системах *CNS/ATM*

В начале 1980-х годов *ICAO* признало, что возможности существующих аэронавигационных систем ограничены. В 1983 году в *ICAO* 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 [25, 68, 100, 101].

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.

ICAO 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 определяются как системы *CNS/ATM*.

Комитет *FANS*, изучив существующие системы с функциями *CNS/ATM*, пришел к выводу, что радионавигационные системы рубежа XX-XXI века могут преодолеть ограничения существующих систем только с использованием принципиально новых концепций 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 параметры 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 систем *CNS/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 методов 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 регламентируемое, 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 системе *CNS/ATM* спутниковая навигация имеет следующие составляющие:

1. Глобальные спутниковые навигационные системы *GPS*, *ГЛОНАСС*, *GALILEO*.
2. Спутниковые навигационные приемники, устанавливаемые на борту воздушных судов.

3. Спутниковые системы функционального дополнения наземного и космического базирования *SBAS (WAAS, EGNOS)*, *GBAS (LAAS)*, *GRAS*.

4. Радиоканалы передачи данных между бортовыми навигационными приемниками и наземными функциональными дополнениями.

Использование перечисленных аппаратурных средств позволяет реализовать следующие навигационные функции:

1. Навигация на маршруте.
2. Посадка воздушного судна по 1 категории метеоминимума (в перспективе до 2010 г. по II и III категориям [299, 300]).
3. Наблюдение за летным полем.

1.2.4 Стратегия ИКАО

По определению ИКАО, совокупность всех составляющих технологий спутниковой навигации называется глобальной навигационной спутниковой системой (*GNSS*).

Основу спутниковых технологий составляют созвездия среднеорбитальных навигационных спутников: глобальной системы определения местоположения (*GPS*), принадлежащей США, глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС), принадлежащей Российской Федерации, и в ближайшей перспективе - европейской системы *GALILEO*. Космические сегменты систем *GPS* и ГЛОНАСС содержат по 24 (без учета резервных) навигационных спутника, система *GALILEO* будет иметь 27 рабочих и 3 резервных спутника, непрерывно излучающих радионавигационные сигналы. Сигналы навигационных спутников, принятые специальным приемником (обычно именуемым приемоиндикатором), позволяют определять местоположение, скорость и время, а также получать информацию о работоспособности спутниковых систем. Для определения местоположения и скорости в трехмерном пространстве необходимо, чтобы в зоне радиовидимости приемоиндикатора находились 4 спутника, принадлежащих одному созвездию, или 5 спутников, принадлежащих разным созвездиям.

Созданные для удовлетворения нужд вооруженных сил США и СССР, среднеорбитальные спутниковые навигационные системы *GPS* и ГЛОНАСС имеют глобальный характер. Они обеспечивают возможность высокоточного и непрерывного определения местоположения и скорости мобильных объектов в любой точке земного шара и/или околоземного пространства и являются результатами развития как наземных, так и локальных низкоорбитальных спутниковых радионавигационных систем, а именно: Лоран, Омега, Чайка, Транзит, Цикада и др. После полномасштабного ввода в эксплуатацию в середине 90-х годов спутниковых систем *GPS* и ГЛОНАСС правительства США и России приняли решение о возможности их использования гражданскими потребителями. За прошедшие годы средства спутниковой навигации прочно вошли в практику землеустроительных работ, мореплавания, как в открытом море, так и в прибрежной зоне, и начинают все более широко использоваться в авионавигации. Федеральное авиационное управление (ФАУ) США одобрило аппаратуру спутниковой навигации в качестве основного средства навигации при полетах над океанами и в качестве дополнительного средства навигации - при полетах в национальном воздушном пространстве США. В Европе бортовая аппаратура спутниковой навигации одобрена для полетов в системе зональной навигации, введенной в Европе с 1998 г.

Стратегия ИКАО заключается в эволюционном переходе к 2015 году к спутниковой навигации как к основному средству навигации на основе глобальной навигационной спутниковой системы (*GNSS*). Одной из конечных целей, совпадающей с позициями как поставщиков услуг спутниковой навигации, так и потребителей - авиакомпаний, является создание единой всемирной навигационной службы на базе *GNSS* [107].

Элементами *GNSS* являются созвездия навигационных спутников, космическое функциональное дополнение (*SBAS*), наземное функциональное дополнение (*GBAS*), бортовой спутниковый навигационный приемник.

В настоящее время ИКАО в качестве элементов *GNSS* допускает как объединенные созвездия навигационных спутников *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, так и отдельные созвездия навигационных спутников. Как упоминалось выше, ИКАО включила в состав *GNSS* два функциональных дополнения - *SBAS* и *GBAS*. Эти функциональные дополнения должны обеспечить режим дифференциальной спутниковой навигации, без которого погрешность определения местоположения составляет десятки метров. В результате являются невыполнимыми требования по точным заходам на посадку. Помимо высокой точности местоопределения, должен также обеспечиваться непрерывный контроль целостности (нормального функционирования) навигационных спутников. Дифференциальный режим спут-

никовой навигации позволяет в десятки раз уменьшить погрешность местоопределения. В функциональных дополнениях решаются задачи непрерывного контроля целостности, эксплуатационной готовности и доступности. В результате внедрения дифференциального режима, методов контроля точности, целостности, непрерывности обслуживания и эксплуатационной готовности спутниковая навигация может стать основным средством аэронавигации в глобальном масштабе. Следует отметить, что имеющийся научно-технический задел фирм США и Европейского Союза обеспечивает темпы внедрения концепции ИКАО по спутниковой навигации, как основному средству аэронавигации, превышающие запланированные. Согласно планам Европейского Союза и Федерального авиационного управления США, после введения в эксплуатацию европейского созвездия навигационных спутников *GALILEO*, космических и наземных дополнений начинается ускоренный переход к спутниковой навигации как к основному средству аэронавигации. Согласно стратегии Европейского сообщества, эволюционный переход на использование средств спутниковой навигации в аэронавигации начался с 2001 года путем исключения из состава наземного (аэродромного) навигационного оборудования традиционных средств и расширяющегося применения средств спутниковой навигации и дифференциальной спутниковой навигации.

Стратегией *ICAO* предусматривается постепенный поэтапный переход от существующих систем навигации к *GNSS*. Первый этап перехода состоял в разработке Стандартов и рекомендованной практики *ICAO* для полетов по маршруту, в зоне аэродрома, неточного и точного заходов на посадку, выработки критериев для выполнения эксплуатационных требований к характеристикам *GNSS*, интегрировании элементов *GNSS* с неспутниковыми навигационными системами. Можно считать, что первый этап был в основном завершен в 2002 г.

На последующих этапах решаются задачи полномасштабного введения в эксплуатацию элементов *GNSS* и достижения одной из конечных целей - создание единой всемирной навигационной службы на базе *GNSS*.

К настоящему времени разработаны нормативные документы в виде Стандартов и рекомендуемой практики *ICAO*, позволяющие применять элементы *GNSS* на различных этапах полета. С 2000 года началось оснащение воздушных судов функциональными дополнениями *ABAS*, *SBAS* и аппаратурой для приема сигналов с наземных функциональных дополнений *GBAS*. В целях навигации на маршруте эффективно применяется система *GPS*. Имеется достаточная готовность к совместному использованию в целях навигации систем *GPS* и ГЛОНАСС, с 2003 года в США функционируют системы *WAAS* и в экспериментальном режиме - *LAAS*, с 2005 года в тестовом режиме функционирует европейская система *EGNOS*, продолжается разработка системы *GALILEO*.

1.2.5 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 [216, 219, 220]:

- 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 табл.1.12 приведены возможные конфигурации навигационной системы GNSS.

Таблица 1.12. Конфигурации навигационной системы GNSS

Конфигурация	GNSS						Применение
	GPS	ГЛОНАСС	ABAS	SBAS	GBAS	Бортовой	
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 [139, 187, 215, 314], 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 [233, 234, 276, 277]. На рис. 1.10 изображена орбитальная конфигурация *GPS*.

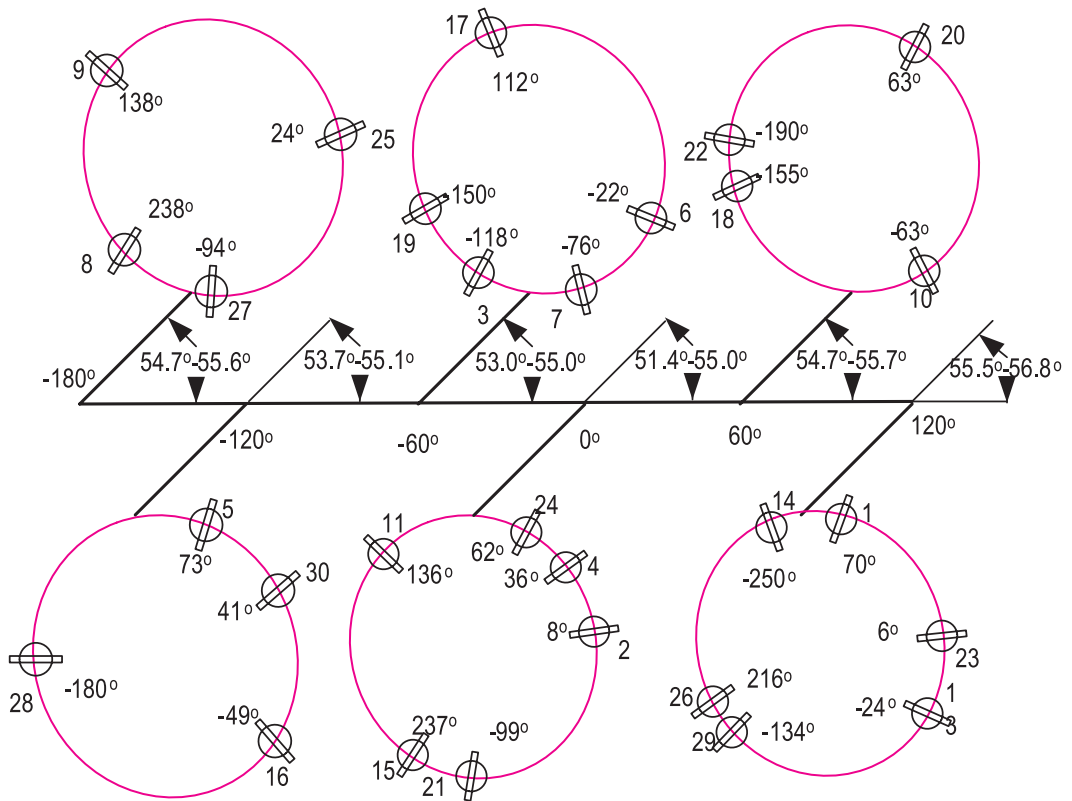


Рис. 1.10. Орбитальное положение спутников *GPS* (неделя 1379, время 589824.0000 сек)

Система содержит 31 спутник (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°...56.8° (рис. 1.10), большая полуось орбит - 26561149.13м...26558773.62 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 [23, 24, 26, 27], 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 28.11.09 функционировало 15 навигационных спутников: на первой орбите - 4 спутника, на второй - 6, на третьей - 5.

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 3 резервных навигационных спутника, расположенных равномерно на трех орбитах (рис. 1.11) [135, 209, 288].

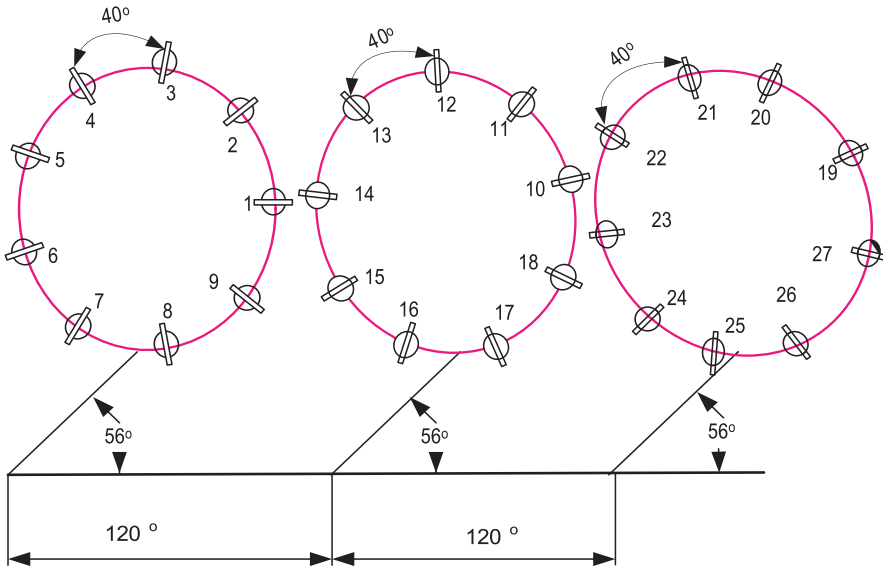


Рис. 1.11. Орбитальное положение спутников GALILEO (модель)

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, доступные авиационным и морским потребителям на договорной основе;
- коммерческая служба, *CS (Commercial Service)* - сигналы, доступные пользователям на платной основе;
- государственное регулируемое обслуживание, *PRC (Public Regulated Service)* - государственным службам предоставляются помехозащищенные и зашифрованные навигационные сигналы.

Структура SBAS изображена на рис. 1.12 [248]. Система содержит наземные контрольные станции, распределенные на достаточно обширной территории, одной из основных задач которых является выработка корректирующих поправок из сигналов спутников GNSS и информации о целостности. Корректирующая информация со всех контрольных станций, информация о целостности навигационных спутников обрабатывается по определенным алгоритмам. Обработанная информация в виде сообщений, содержащих широкозонные дифференциальные поправки к сигналам навигационных спутников, поправки к эфемеридам, данные о целостности, служебную информацию, передается по каналам связи «Земля - спутник связи - воздушные суда» в бортовые приемники GNSS через геостационарные спутники. Геостационарные спутники также выполняют роль дополнительных навигационных спутников.

Примерами систем типа SBAS являются: широкозонная система функционального дополнения США (WAAS) [205, 270, 302, 316], аналогичная по своим функциям европейская система EGNOS [66, 178, 210, 279], спутниковая система космического функционального дополнения Японии (MSAS) [107]. Следует отметить, что система EGNOS является широкозонным дополнением к GPS, ГЛОНАСС и GALILEO.



Рис. 1.12. Структура SBAS

Зоны действия систем с космическими функциональными дополнениями изображены на рис. 1.13.

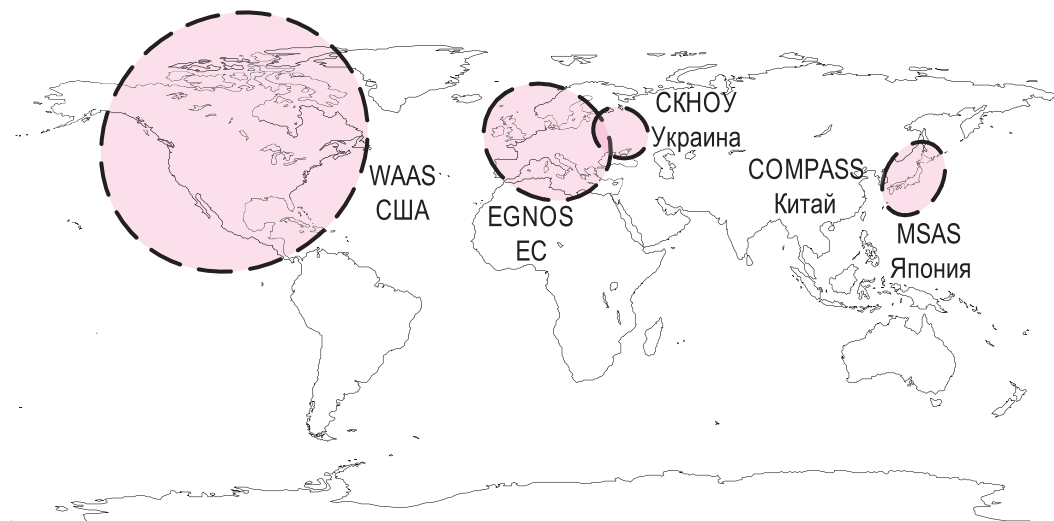


Рис. 1.13. Зоны действия и обслуживания систем SBAS

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

Дополнение *GBAS* [44, 182, 183, 198, 199, 202, 211, 212, 213, 246, 263, 268, 294, 318] (рис. 1.14) содержит контрольно-корректирующую станцию (ККС), антенны для приема радионавигационных сигналов которой установлены в точках с координатами, измеренными с высокой (сантиметровой) точностью. Радионавигационные сигналы спутников *GNSS* принимаются ККС и после их обработки по радиоканалу *ОВЧ*-диапазона в бортовой приемник *GNSS* передаются дифференциальные коррекции, информация о целостности системы и другие служебные сообщения.

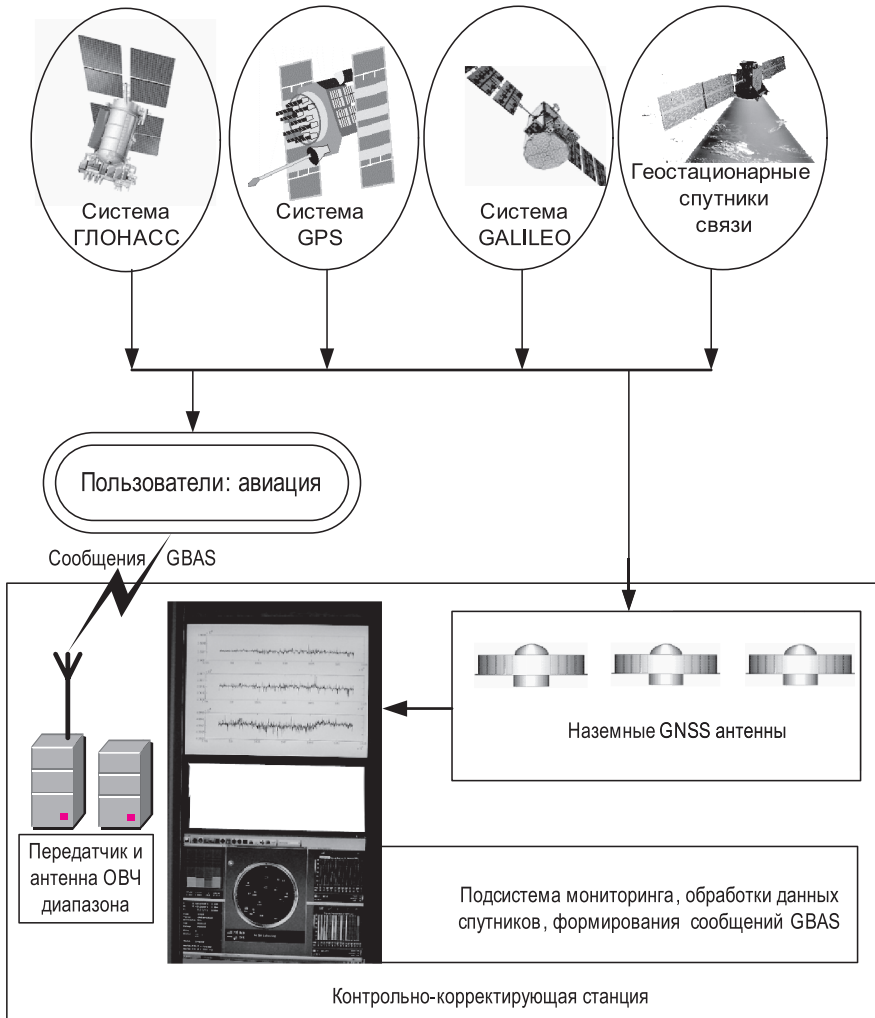


Рис. 1.14. Структура *GBAS*

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 передаются координаты местоположения транспортного средства в рабочую станцию диспетчера. Имея полную картину расположения и движения по аэродрому транспортных средств и воздушных судов, диспетчер осуществляет оперативное управление ими.

Модернизация аэронавигационной системы Украины затрагивает как бортовое оборудование воздушных судов, так и наземную аэродромную инфраструктуру.

Из рассмотрения рис. 1.13 следует, что Украина будет находиться в зоне действия *SBAS (EGNOS)*. Если Украина будет пользователем системы *EGNOS*, то ее воздушные суда должны быть оборудованы бортовыми приемниками *GNSS*, принимающими сигналы *EGNOS*. Но это не означает, что все аэронавигационные вопросы будут решены. Опыт экспериментальной эксплуатации системы *WAAS* показал, что ее использование не всегда обеспечивает погрешность определения координат, необходимую для точного захода на посадку. Поэтому в дополнение к *WAAS* США разрабатывают и внедряют сеть локальных ККС (система *LAAS*) [161, 169, 172, 184, 185, 190, 196, 201, 203, 223, 231, 232, 235, 239, 242, 244, 247, 248, 249, 255, 259, 269, 283, 290, 291, 296- 301, 306, 308, 309, 315], устанавливаемых на каждом аэродроме. Т.е. по существу создается функциональное дополнение *GBAS*. Представляется, что это наиболее рациональный путь модернизации и аэронавигационной системы Украины.

Внедрение спутниковых аэронавигационных технологий в Украине должно быть ориентировано на создание наземных функциональных дополнений *GBAS* на аэродромах и оборудование воздушных судов аппаратурой, принимающей сигналы *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *EGNOS*, *WAAS*.

Переход к спутниковой навигации как к основному средству навигационного обеспечения авиации открывает рынок спутниковой навигационной аппаратуры, емкость которого, по оценкам Комиссий Европейского Союза, составит более 600 миллиардов долларов в мире.

Концепция ИКАО о переходе к системам *CNS/ATM* ориентирована на постепенный, но достаточно быстрый переход к новой системе, исходя из анализа затрат/выгод при модернизации существующих в государствах аэронавигационных систем.

Рассматривая экономические аспекты внедрения спутниковых технологий в аэронавигацию, следует подчеркнуть, что их можно отнести к категории энергосберегающих технологий по двум основным показателям.

Во-первых, энергопотребление контрольно-корректирующей станции составляет около 2,5 кВт, что более чем на порядок меньше радиолокационных систем. Во-вторых, погрешность определения местоположения воздушного судна в зоне действия ККС настолько высокая, что маневрирование при заходе на посадку сводится до минимума, что дает существенную экономию топлива.

Как уже отмечалось, западные производители активно готовятся к внедрению спутниковых технологий в авиацию. На сегодняшний день практически готово к серийной поставке оборудование для передачи данных (радиоканал передачи корректирующей информации), очень многими западными фирмами разработаны и продаются бортовые авиационные спутниковые навигационные приемники, в опытной эксплуатации стали появляться контрольно-корректирующие станции, создано и продается программное обеспечение.

1.2.6 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. 1.15 и функционирует следующим образом [102].

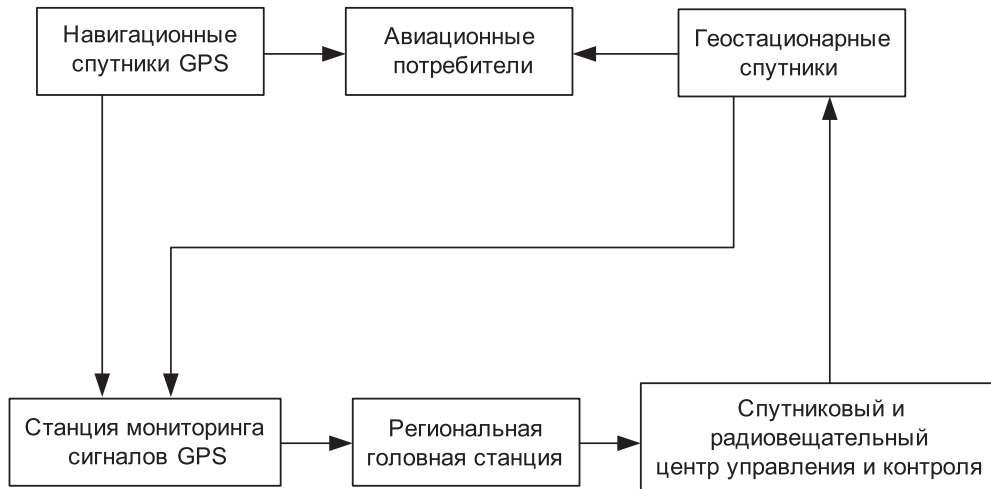


Рис. 1.15. Региональная система позиционирования

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 приемных антенн *RIMS* измеряются с высокой точностью и записываются в соответствующую базу данных. Спутниковые навигационные приемники *RIMS* измеряют 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*) [167, 266, 293]. 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-корректирующих станций.

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. Системы *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, как и в случае традиционных наземных навигационных систем.

Выбор Австралии в пользу системы *GRAS* был обусловлен характером плотности воздушного движения, погодными условиями, желанием создать автономное дополнение 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 *ОВЧ*-передатчиков в форматах *GBAS*. При этом информация, поступающая в *ОВЧ*-передатчики посредством связанных спутников или наземных линий, при преобразовании в формат *GBAS* адаптируется к местоположению *ОВЧ*-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 м.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/сек. Эта цифровая линия радиосвязи использует каналы с шириной 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 набо-

ром 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 таблице.

Уровень	Передаваемая информация	Тип операции	Объем данных	Назначенные каналы
1	Информация о целостности	Полет по маршруту	Низкий	<i>GSC</i>
2	Информация о целостности, дифференциальные поправки	Полет по маршруту/полет в зоне аэродрома	Средний	<i>GSC</i> , <i>LSC</i> , 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 (<i>APV-I. III</i>), приземление, контроль движения на поверхности аэродрома (<i>A-SMGCS</i>)	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, определенных 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 местоопределения, 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 местоопределения 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 выдерживаться более жесткое требования ко времени до тревоги. Четвертый уровень обслуживания зарезервирован для будущих критических операций, например, точных заходов 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, каждое 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) состоят из фиксированной и переменной части. Фиксированная часть включает время правильности сообщения, количество измерительных блоков, т.е. количество навигационных спутников, для которых передается корректирующая информации, 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 сообщение. 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-III*. Сообщение содержит от одного до восемнадцати наборов

данных для конечного этапа захода на посадку. Каждый из наборов определяет единый вариант глиссады.

Значение времени 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 6 секундам, то время до тревоги для наземной станции *GRAS* не должно превышать 3 секунды, при допущении, что время до тревоги в мобильной системе - 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 передачи данных.

Модели системы *GRAS* испытывались в ряде широкомасштабных экспериментов и продолжают развиваться.

В заключение отметим, что система навигационного обеспечения Украины (СКНОУ) [133] имеет потенциальные возможности для превращения в региональную систему, предоставляющую услуги по навигационному обеспечению всех категорий потребителей. Одно из направлений, подобное наземному региональному дополнению к *GNSS*, было рассмотрено в [73].

1.3 Требования, предъявляемые к спутниковым навигационным системам авиационными пользователями

1.3.1 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 [125, 216, 287].

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. 1.16 ... рис. 1.19 приведены результаты моделирования RMS в зависимости от количества навигационных опорных приемников ($M=1...4$) 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 4 и 6.

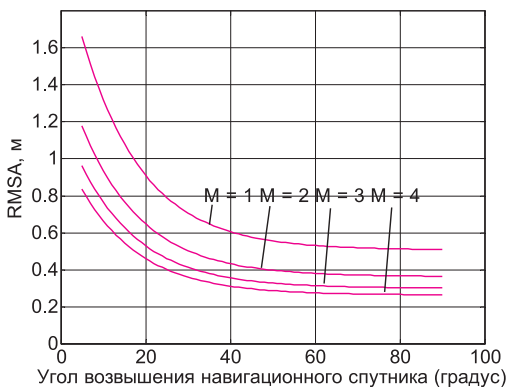


Рис. 1.16. Зависимость $RMSA$ от угла возвышения спутника

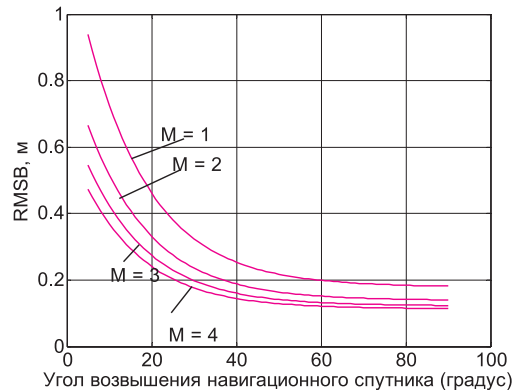


Рис. 1.17. Зависимость $RMSB$ от угла возвышения спутника

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 своевремен-

ным и обоснованным предупреждением (например, срабатывание сигнализации) в том случае, если информацией пользоваться нельзя при выполнении запланированной операции.

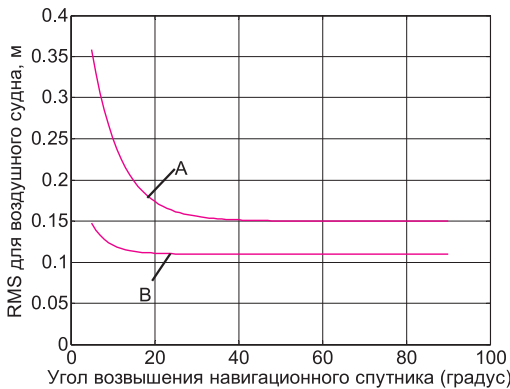


Рис. 1.18. Зависимость RMS для категорий А и В от угла возвышения спутника

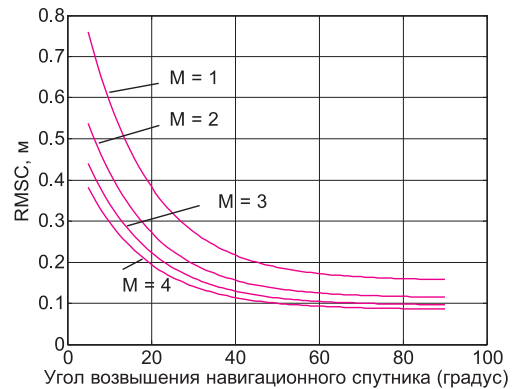


Рис. 1.19. Зависимость $RMSC$ от угла возвышения спутника

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

Так, при выполнении операции точного захода на посадку по I категории метеоминимума риск потери целостности 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 интервал времени выполнения операции 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 ($2 \cdot 10^{-7}$). 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*) [24, 219].

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 $1,5 \cdot 10^{-7}$. Из значения $2 \cdot 10^{-7}$ на бортовое оборудование предполагается $0,5 \cdot 10^{-7}$.

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) [257, 258, 281] позволили сформировать распределение рисков

потери целостности наземной аппаратуры типа *GBAS* и космического сегмента. Дерево распределения рисков изображено на рис. 1.20. Это дерево рассчитано на основании нормативных документов и стандартов США, международных стандартов и рекомендованной практики ИКАО, многолетних наблюдений за навигационными спутниками *GPS* службой *SPS* [219] и обширных научных исследований, проводимых в США с 1975 года.

Из рис. 1.20 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 $1.4 \cdot 10^{-7}$ за заход. Особо следует отметить очень малый риск потери целостности для радиоканала ($\leq 5 \cdot 10^{-11}$ за заход). Представленное на рис. 1.20 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. 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 дальноммерных 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 каждый из спутников *GPS* находится в зоне, недоступной для службы *SPS* [219]. 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 спутника *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. Проиллюстрируем изложенное на примере сигнала ГЛОНАСС. На рис. 1.21,а показан фрагмент псевдослучайной последовательности максимальной длины кода сигнала ГЛОНАСС, на рис. 1.21,б - результат корреляционной обработки и накопления идеальных сигналов, полученный с помощью модели рис. 1.22.

Отсчет времени (рис. 1.21) производится в момент максимального значения корреляционной функции. Если имеется деформация сигнала, то корреляционная функция может дать неоднозначные отсчеты. На рис. 1.23 вершина корреляционной функции уплощенная, что не дает возможности точно определить задержку сигнала, приходящего со спутника.

Функция на рис. 1.23 получена путем моделирования с помощью модели, изображенной на рис. 1.26. Деформированный сигнал записан в файле *PR4.mat*. Следует особо подчеркнуть, что в реальной аппаратуре и при реальных исследованиях влияния деформации сигнала навигационного спутника на степень риска потери целостности необходимо использовать не модели сигналов, а непосредственно сигналы, поступающие со спутников и принимаемые навигационными приемниками с параметрами, близкими параметрам приемников, которые предполагается применить в спутниковой навигационной станции.

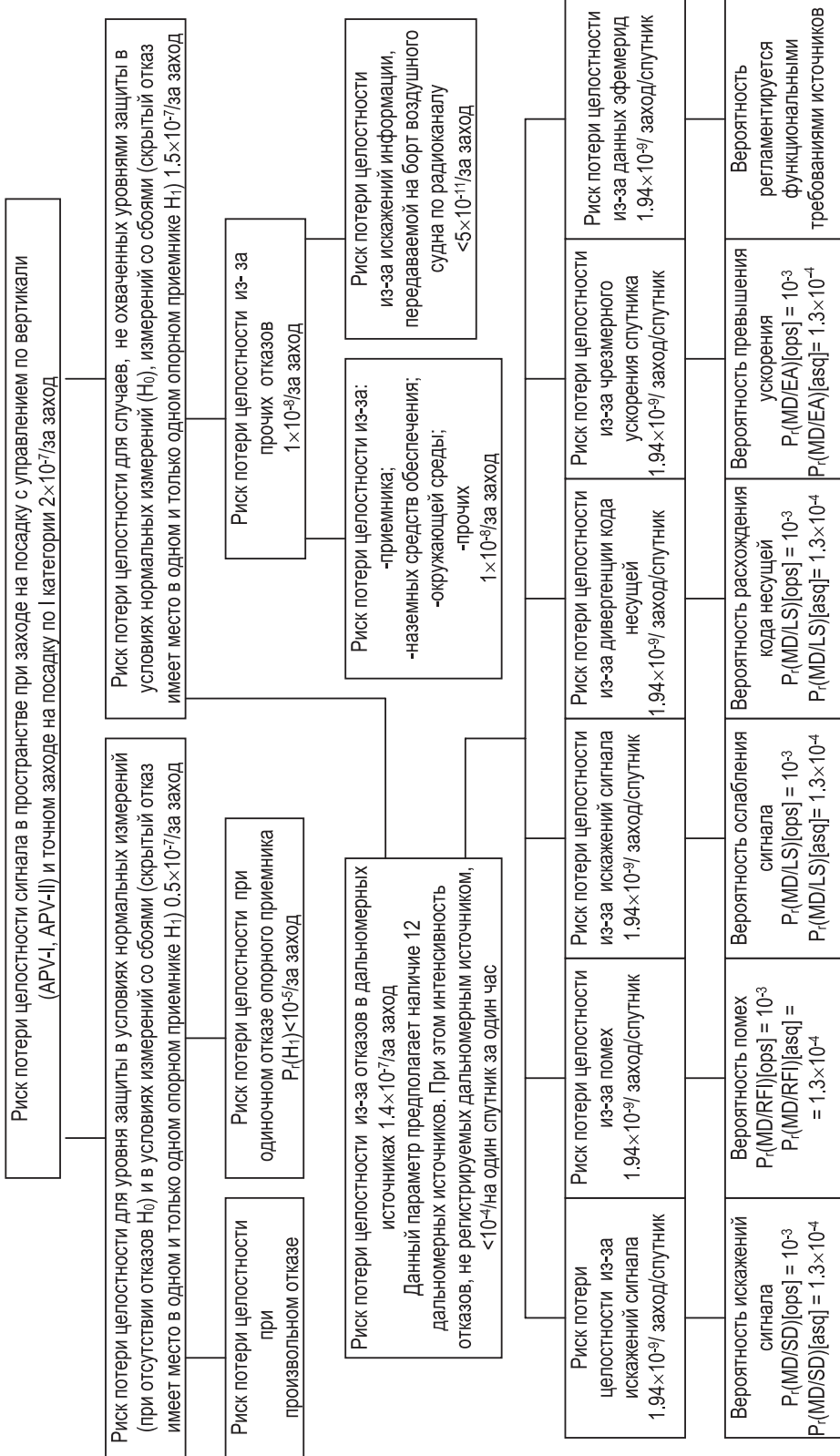


Рис. 1.20. Дерево распределения рисков

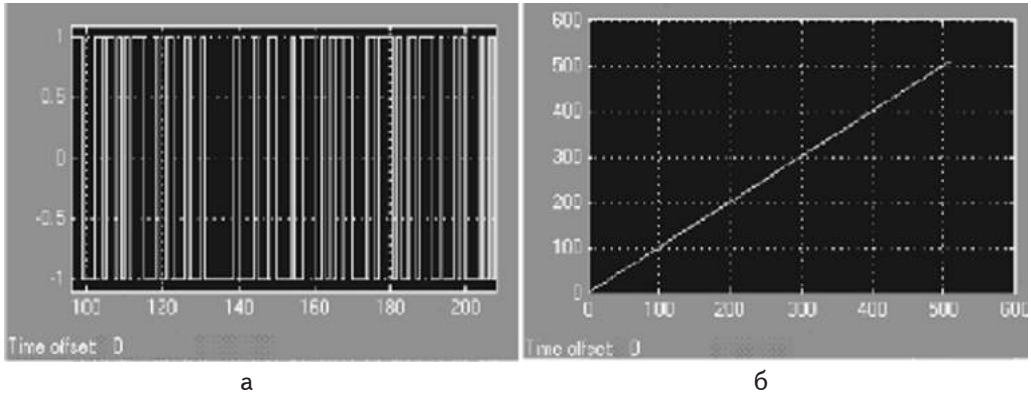


Рис. 1.21. Сигнал ГЛОНАСС:

а - псевдслучайная последовательность, б - результат обработки

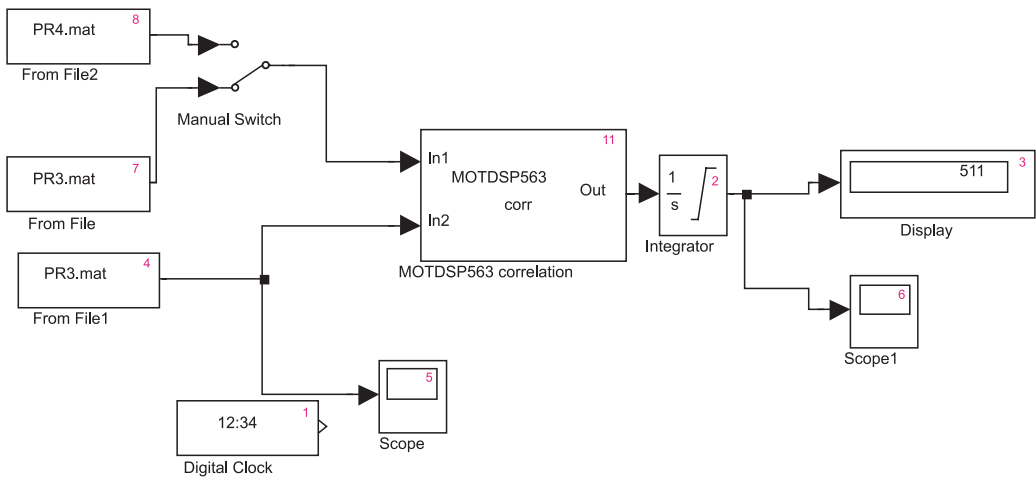


Рис. 1.22. Модель для обработки сигнала

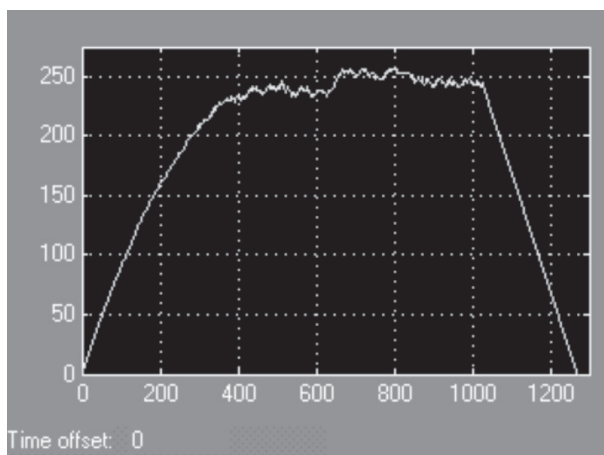


Рис. 1.23. Корреляционная функция деформированного сигнала

Другим существенным фактором, влияющим на целостность, являются естественные или специально организованные помехи. Результаты моделирования приведены на рис. 1.24, 1.25.

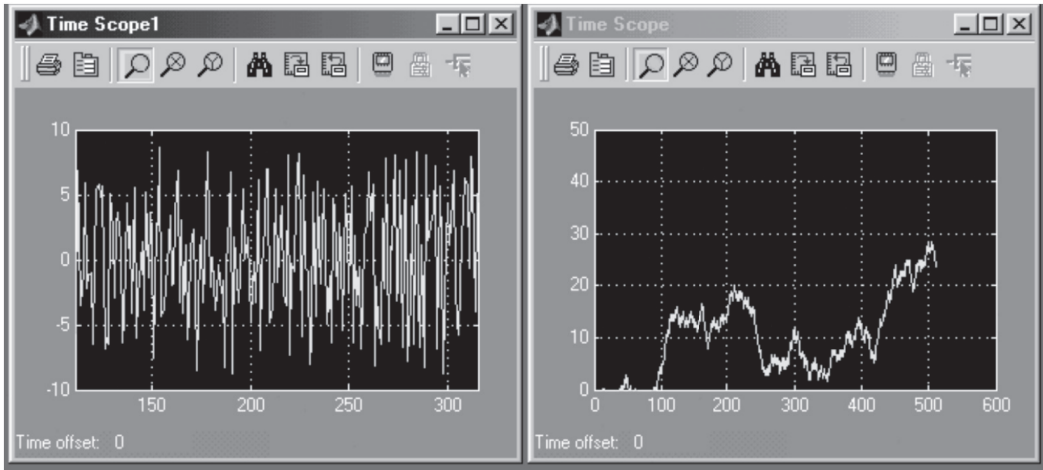


Рис. 1.24. Сигнал и интенсивная помеха (слева), корреляционная функция (справа)

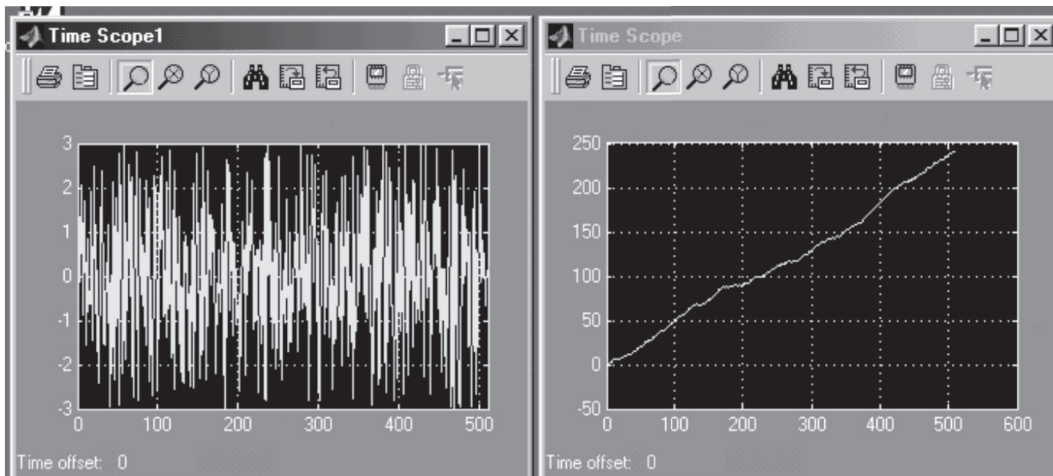


Рис. 1.25. Сигнал и неинтенсивная помеха (слева), корреляционная функция (справа)

Данные на рис. 1.24, 1.25. получены с помощью модели, изображенной на рис. 1.26.

Приведенные иллюстрации влияния помех на характеристику обработанного сигнала ни в коей мере нельзя рассматривать как законченный результат. Для создания полномасштабной модели оценки риска потери целостности следует, в соответствии с деревом распределения рисков (см. рис. 1.20), получить составляющие риска:

- модель риска потери целостности из-за слабого сигнала, установив связь между вероятностью ослабления сигнала из-за пропуска обнаружения $Pr(MD/LS)$ и вероятностью риска потери целостности из-за слабого сигнала;
- модель риска потери целостности из-за дивергенции кода несущей, установив связь между соответствующими вероятностями;
- модель риска потери целостности из-за ускорения навигационного спутника, превышающего ускорение, предусмотренное *ICD-GPS-200C*;
- модель риска потери целостности из-за данных эфемеридной информации, поступающей с каждого из навигационных спутников;
- модель других составляющих риска потери целостности, приведенных на рис. 1.20.

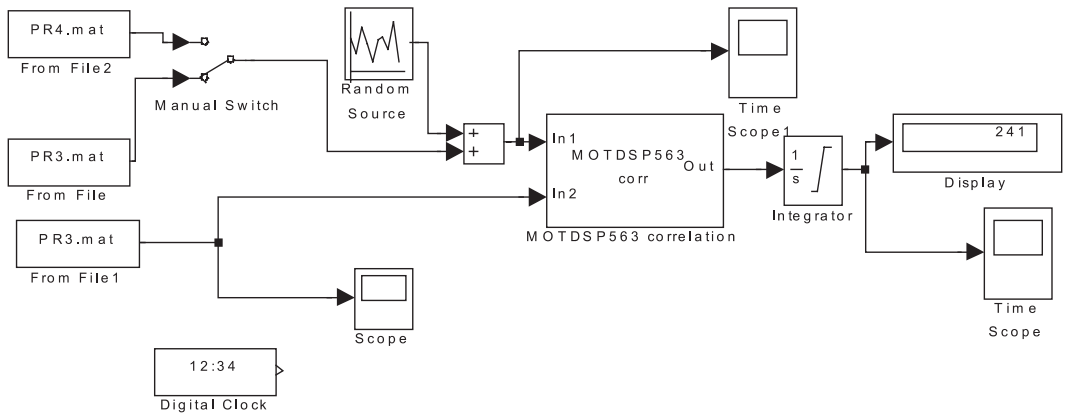


Рис. 1.26. Упрощенная схема для моделирования влияния помех

Создание подобных моделей - достаточно сложная научная задача, и она выходит за рамки настоящего исследования. Отметим лишь, что полномасштабная модель оценки риска потери целостности должна включать в себя как аппаратную составляющую, так и программно-алгоритмическую составляющую.

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 ($1-8 \cdot 10^{-6}$ в любые 15 секунд). Выходными параметрами системы типа *GBAS* являются данные, приведенные в соответствующих типах сообщений, передаваемых по ОВЧ-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. 1.27. Для процедуры точного захода на посадку по 1 категории метеоминимума риск потери непрерывности не должен превышать $8.0 \cdot 10^{-6}$ 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 касаются 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. 1.28).

Параметры надежности (интенсивности отказов) передатчика и приемника оцениваются 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.

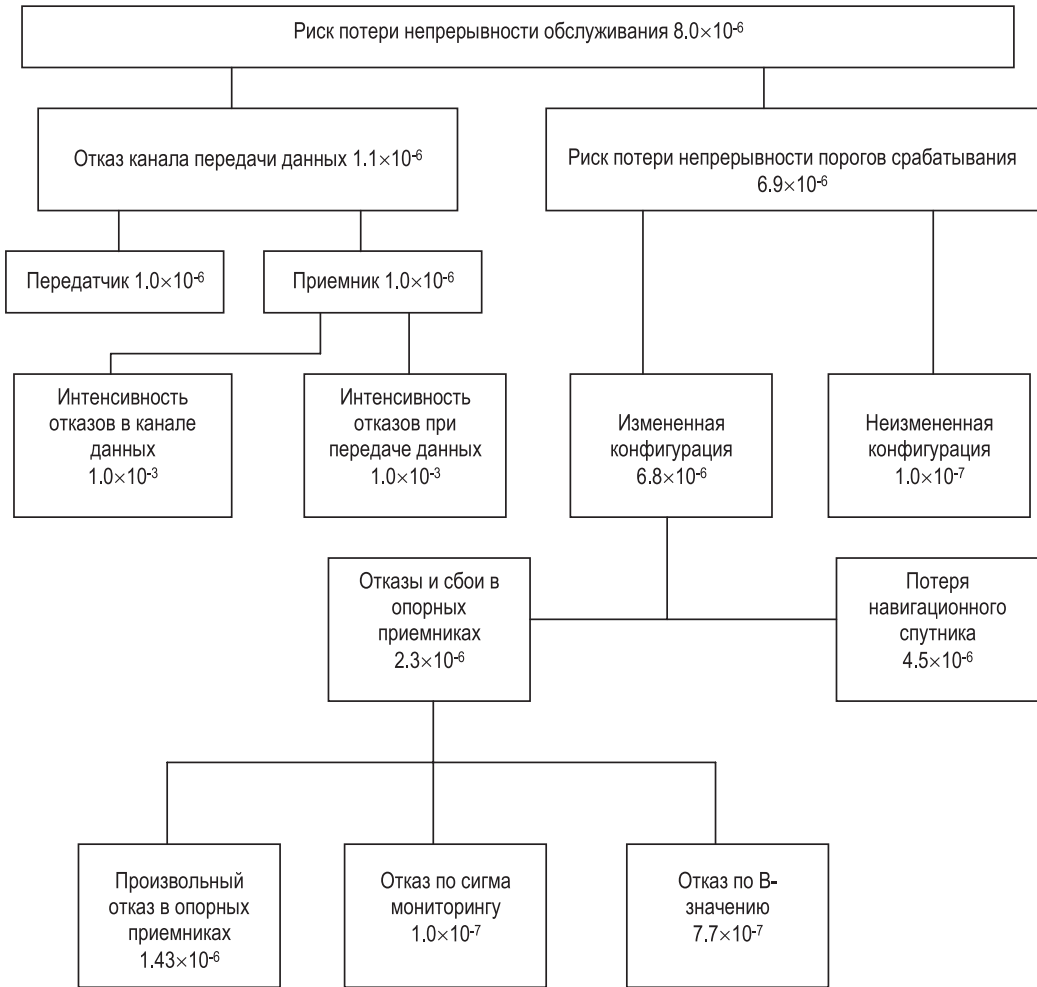


Рис. 1. 27. Дерево распределения рисков потери непрерывности

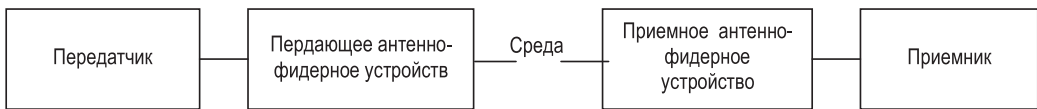


Рис. 1.28. Модель канала передачи данных

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 подтвердить, 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, как следует из рис. 1.20 и рис. 1.27, связан с риском потери целостности. Поэтому и модели рисков как в аппаратурном, 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.

1.3.2 Требования к GNSS и ее составляющим

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 [216].

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 табл.1.13.

Таблица 1.13. 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	$(1...10^{-7})$ час ⁻¹	5 мин	От $(1...10^{-4})$ час ⁻¹ до $(1...10^{-8})$ час ⁻¹	От 0,99 до 0,99999	20...10
Полет по маршруту или в зоне аэродрома	0,74 км (0,4 м. мили)	Не назначена	$(1...10^{-7})$ час ⁻¹	15 сек	От $(1...10^{-4})$ час ⁻¹ до $(1...10^{-8})$ ·час ⁻¹	От 0,999 до 0,99999	5...1
Начальный заход на посадку, промежуточный заход на посадку, неточный заход на посадку (NPA), вылет	220 м (720 фут)	Не назначена	$(1...10^{-7})$ час ⁻¹	10 сек	От $(1...10^{-4})$ час ⁻¹ до $(1...10^{-8})$ час ⁻¹	От 0,99 до 0,99999	0,5...0,3
Заход на посадку с управлением по вертикали (APV-I)	220 м (720 фут)	20м (66 фут)	$(1...2\cdot10^{-7})$ за заход	10 сек	$(1...8\cdot10^{-6})$ в любые 15 сек	От 0,99 до 0,99999	0,3/125
Заход на посадку с управлением по вертикали (APV-II)	16,0 м (52 фут)	8,0м (26 фут)	$(1...2\cdot10^{-7})$ за заход	6 сек	$(1...8\cdot10^{-6})$ в любые 15 сек	От 0,99 до 0,99999	0,03/50
Точный заход на посадку по I категории	16,0 м (52 фут)	от 6,0 м до 4,0 м (20 фут... 13 фут)	$(1...2\cdot10^{-7})$ за заход	6 сек	$(1...8\cdot10^{-6})$ в любые 5 сек	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.

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 табл. 1.14.

Таблица 1.14. Пороги срабатывания сигнализации

Типовая операция	Порог срабатывания по горизонтали	Порог срабатывания по вертикали	Соответствующий тип(ы) <i>RNP</i>
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	1,85 км (1 м. миля)	Не назначено	1
<i>NPA</i>	556 м (0,3 м. мили)	Не назначено	От 0,5 до 0,3
<i>APV-I</i>	556 м (0,3 м. мили)	50 м (164 фут)	0.3/125
<i>APV-II</i>	40,0 м (130 фут)	20,0 м (66 фут)	0.03/50
Точный заход на посадку по I категории	40,0 м (130 фут)	От 15,0 м до 10,0 м (от 50 фут до 33 фут)	0,02/40

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 в начале 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.

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.

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 раздельные 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 (*IMO*), стандартами *RTCM*, нормативными документами государств, внедряющих спутниковые навигационные технологии. Некоторые требования речных и морских пользователей США приведены в табл. 1.15 [122, 292].

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 получены 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 Россией, приводятся в табл. 1.16. [23, 24, 216, 217, 233, 234].

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* (табл. 1.16) касаются одночастотного режима работы. При использовании двух (трех) частотных навигационных приемников погрешности определения координат будут значительно меньшие.

Таблица 1.15. Требования морских и речных пользователей к системе GNSS

Требования	Точность определения плановых координат, м		Доступность системы, %	Интервал измерений координат, сек (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

Таблица 1.16. Характеристики систем GPS и ГЛОНАСС

Характеристика	GPS	ГЛОНАСС
Ошибка определения местоположения в горизонтальной плоскости, м (фут) для 95% времени	13...36 (43...118)	19...44 (62...146)
Ошибка в вертикальной плоскости, м (фут) для 95% времени	22...77 (72...253)	29...93 (96...308)
Ошибки при передаче данных времени в GPS или в ГЛОНАСС, нсек, для 95% времени	≤ 40	≤ 700
Ошибки определения дальности до спутника, м (фут)	150 (490)	30 (98,4)
Ошибка скорости изменения дальности до спутника, м/сек (фут/сек)	0,02 (0.07)	0,04 (0,12)
Ошибка ускорения изменения дальности до спутника, м/сек ² , (фут/сек ²)	0.007 (0.02)	0,013 (0,039)
Эксплуатационная готовность (глобальное среднее), %	≥ 99.0	≥ 99.0
Надежность (глобальное среднее), %	≥ 99.94	≥ 99.7
Зона действия (глобальное среднее), %	Околоземное пространство до 3000 км	Околоземное пространство до 2000 км
Несущая частота МГц	1575.42 (L1 GPS); 1227.6 (L2 GPS); 1176.45 (L5 GPS); с использованием метода кодового разделения каналов (CDMA)	1598.0625...1609.315 (L1 ГЛОНАСС); 1242.9375...1251.6875 (L2 ГЛОНАСС); с использованием метода частотного разделения каналов (FDMA).
Ширина спектра сигнала, МГц	± 12 с центром на частоте L1	±5.75 МГц с центром на каждой 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 манипуляции (BPSK)
Время	Время GPS привязано к системе координированного всемирного времени UTC (USNO [313]).	Время ГЛОНАСС привязывается к шкале UTC (SU)
Система координат	WGS-84	ПЗ-90
Навигационная информация	Данные для определения: времени излучения сигнала спутника; координат спутника; состояния спутника; параметров бортовой шкалы времени спутника; параметров задержки сигнала; поправок к UTC; состояния орбитальной группировки	

Предполагаемые характеристики системы *GALILEO* [209, 288]:

- 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 - $8 \cdot 10^{-7} / 15$ сек;
- эксплуатационная готовность - 99%...99.9%;
- целостность - риск потери целостности $2 \cdot 10^{-7}$, время предупреждения 6 сек, 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 табл. 1.17.

Таблица 1.17. Радиочастотные характеристики системы *GALILEO*

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

Примечания:

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 табл.1.13. 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 ГЛОНАСС), 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 - *AAIM*).

Характеристики SBAS. Система SBAS [216, 217] с космическими элементами GNSS и безотказным приемником GNSS должна отвечать требованиям, приведенным в табл. 1.13 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 часа;

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

модуляция - двухпозиционная фазовая манипуляция (BPSK) псевдослучайным сигналом (код Голда) с частотой 1.023 МГц;

скорость передачи навигационного сообщения - 500 символов/сек;

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

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 [107] 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 предварительных документах [202, 302], аналогичных техническим условиям на аппаратуру оборонного назначения.

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, должна отвечать требованиям к системным характеристикам (табл. 1.13) по точности, целостности, непрерывности, эксплуатационной готовности для планируемой операции.

GBAS выполняет следующие функции:

- обеспечение потребителей локальными поправками к псевдодальности и псевдоскорости;

- обеспечение потребителей данными о станции типа GBAS;

- передача потребителям по радиоканалу данных для конечного этапа захода на посадку;

- обеспечение прогнозирования данных об эксплуатационной готовности дальномерных источников;
- обеспечение контроля целостности дальномерных источников *GNSS* и собственно станции.

Основные характеристики *GBAS* [217]:

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:

$$RMS \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 \times e^{-\frac{\theta_n}{\theta_0}})^2}{M} + (a_2)^2}, \quad (1.5)$$

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 табл. 1.18 для *GPS*.

Таблица 1.18. Коэффициенты для определения ошибок псевдодальности

Показатель точности <i>GBAS</i>	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* [216, 217].

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 10500 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) [72].

Навигационные данные содержат следующую информацию:

- поправки к псевдодальности и псевдоскорости, 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*.

1.3.3 Бортовой приемник GNSS

Бортовой приемник GNSS должен обрабатывать 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 данным, содержащимся в сигналах 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 GNSS (SBAS, GBAS, GPS, ГЛОНАСС).

Номинальные ошибки безотказного приемника определяются коэффициентом шума приемника, многолучевостью от корпуса воздушного судна, нескомпенсированными 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 наихудшей 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

$$\sigma_{pr-air} \leq a_0 + a_1 \times e^{-\frac{\theta_n}{\theta_0}}, \quad (1.6)$$

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 табл. 1.19 для GPS

Таблица 1.19. Коэффициенты для определения ошибок скорректированной псевдодальности

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, обусловленные влиянием многолучевости от корпуса воздушного судна. Для бортового приемника системы ГЛОНАСС данные табл. 1.19 недействительны.

1.4 Координаты, время, движение навигационных спутников

1.4.1 Системы координат в спутниковых радионавигационных технологиях

Основной задачей технологии спутниковой радионавигации является определение координат, скорости и ускорения объектов на поверхности Земли и в околоземном пространстве в заданный момент времени. Для определения положения объекта в пространстве требуется задать систему координат (начало, опорные направления, основные плоскости) и время [1, 10 - 12, 21, 37, 54, 89, 96, 98, 152].

В спутниковых радионавигационных системах используются относительные геоцентрические системы координат *WGS-84* [124] и ПЗ-90 [132], инерциальная (абсолютная, неподвижная) геоцентрическая система координат [1, 96], топоцентрическая система координат [58], географическая и пространственная эллипсоидные системы координат [1, 124]. Начала, опорные направления и основные плоскости систем координат связаны с воображаемыми линиями и точками на поверхности Земли и небесной сфере [1, 96, 161].

Начала координат могут быть в центре масс Земли, а также в любой точке на поверхности Земли или в 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 [31, 51].

За опорные плоскости принимаются плоскость экватора, проходящая через центр масс Земли, и нормаль к плоскости экватора, совпадающая с осью вращения Земли; плоскость Гринвичского меридиана; орбитальные плоскости навигационных спутников; плоскости, перпендикулярные к нормальям, восстановленным к поверхности эллипсоида, аппроксимирующего геоид [1, 28, 51, 124].

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 [124]:

начало координат - центр масс Земли;

ось *Z* направлена в сторону обычного земного полюса [*Conventional Terrestrial Pole* (*CTP*)], 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 *BIH*;

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*.

Система координат *WGS-84*, как глобальная опорная система, включает в себя модель Земли в виде набора параметров. Основные параметры *WGS-84* приведены в табл. 1.20 [24, 124].

Таблица 1.20. Основные параметры *WGS-84* и ПЗ 90

Параметры	Обозначения	Значение <i>WGS-84</i>	Значение ПЗ-90
1	2	3	4
Большая полуось эллипсоида	a	6378137 м	6378136 м
Сплюснутость	f	1/298,257223563	1/298,257839303
Угловая скорость вращения Земли	ω_e	$7,292115 \times 10^{-5}$ рад/сек	$7,292115 \times 10^{-5}$ рад/сек
Скорость света	c	$2,99792458 \times 10^8$ м/сек	$2,99792458 \times 10^8$ м/сек

Окончание табл. 1.20

1	2	3	4
Геоцентрическая гравитационная постоянная с учетом массы атмосферы Земли	GM или (μ)	398600,5 км ³ /сек ²	398600,44x10 ⁹ м ³ /сек ²
Нормализованный коэффициент второй зональной гармоники гравитационного потенциала	\overline{C}_{20}	-484,16685x10 ⁻⁶	-484,165x10 ⁻⁶

Относительная геоцентрическая система координат ПЗ-90 [132] 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 табл. 1.20.

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

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} mm & ez & -ey \\ -ez & mm & ex \\ ey & -ex & mm \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}, \quad (1.7)$$

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 (1.7) 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 [37].

В документе *ICAO* [216] выражение (1.7) представлено в преобразованном виде:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} + (1 + mm) \begin{bmatrix} 1 & ez1 & -ey1 \\ -ez1 & 1 & ex1 \\ ey1 & -ex1 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}, \quad (1.8)$$

где

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

Переход от (1.7) к (1.8) выполнен посредством матричного преобразования и нормирования углов вращения осей. В табл. 1.21 представлены известные нам данные по параметрам в (1.8). [215]

Таблица 1.21. Параметры преобразования координат

ΔX	ΔY	ΔZ	mm	$ex1$	$ey1$	$ez1$
0	0	4	0	0	0	-3·10 ⁻⁶
-1,1	-0,3	-0,9	-0,12·10 ⁻⁶	0	0	-0,82·10 ⁻⁶
0	2,5	0	0	0	0	-1,9·10 ⁻⁶
-0,47	-0,51	-2	22·10 ⁻⁹	-12·10 ⁻⁹	-5x10 ⁻⁹	-1,728·10 ⁻⁶

Переход от системы координат ПЗ-90 к *WGS-84* выполняется по выражению [260]

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} = \frac{1}{(1+mm)} \cdot \begin{bmatrix} 1 & -ez1 & ey1 \\ ez1 & 1 & -ex1 \\ -ey1 & ex1 & 1 \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} - \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \right). \quad (1.9)$$

При получении (1.9) 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 [24], 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 [124]:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [\Psi] \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = [\Psi] \times \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \omega_e \cdot \begin{bmatrix} -Y \\ X \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1.10)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = [\Psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = [\Psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} + \omega_e \cdot \begin{bmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (1.11)$$

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 *BIH*);

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 (1.7 - 1.11) 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, долго-

ты. Пространственная эллипсоидальная географическая система координат изображена на рис. 1.29

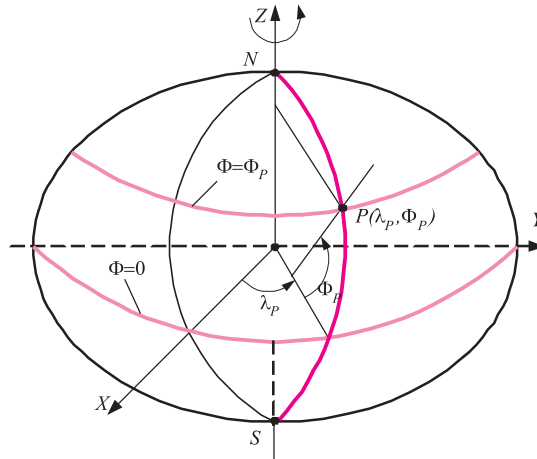


Рис. 1.29. Эллипсоидные географические координаты

Согласно [124], пространственная эллипсоидальная географическая система координат определена следующим образом (см. рис. 1.29):

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 .

В пространственной эллипсоидальной системе координат дополнительно к широте и долготе определяется высота объекта над эллипсоидом (h), (рис. 1.30). 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. 1.31 изображено сечение эллипсоида в плоскости меридиана, которое является эллипсом.

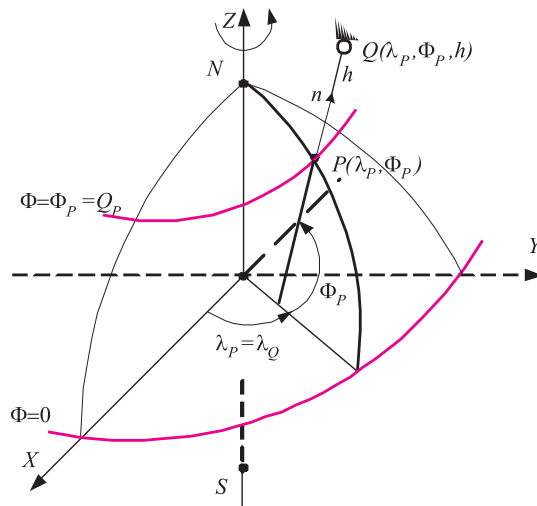


Рис. 1.30. Пространственная эллипсоидная система координат

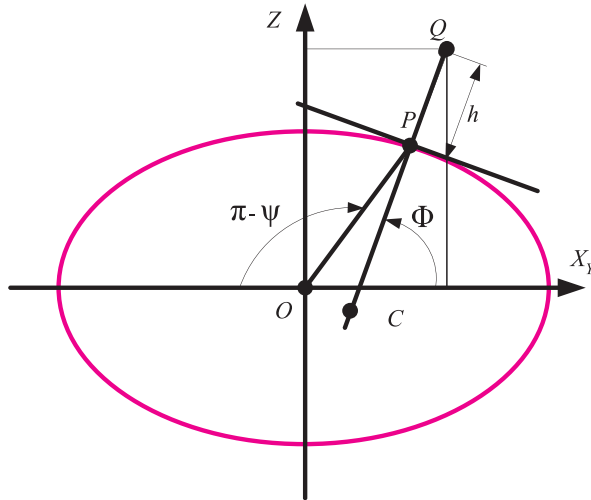


Рис. 1.31. Сечение эллипсоида в плоскости меридиана

Больший радиус эллипса - a ориентирован вдоль оси OX_y , меньший - b ориентирован вдоль оси OZ . Согласно приведенных ранее определений геодезической и геоцентрической широт, на рис. 1.31 обозначено: угол Φ между нормалью к эллипсу и осью OX_y - геодезическая широта точки P , угол Ψ между радиусом OP 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

$$\frac{x_p^2 + y_p^2}{a^2} + \frac{z_p^2}{b^2} = 1. \tag{1.12}$$

Обозначим $x_p^2 + y_p^2 = x_y^2$ и запишем уравнение нормали к эллипсоиду, проходящей через точку P

$$\frac{z - z_p}{x_y - x_{yp}} = \frac{a^2 \cdot z_p}{b^2 \cdot x_{yp}}. \tag{1.13}$$

В формуле (1.13)

$$\frac{a^2 \cdot z_p}{b^2 \cdot x_{yp}} = \operatorname{tg} \Phi, \tag{1.14}$$

$$\frac{z_p}{x_{yp}} = \operatorname{tg} \Psi. \tag{1.15}$$

Из выражений (1.14, 1.15) следует:

$$\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg} \Psi = \operatorname{tg} \Phi, \tag{1.16}$$

$$\operatorname{tg}(\Phi - \Psi) = \frac{\operatorname{tg}\Phi - \operatorname{tg}\Psi}{1 + \operatorname{tg}\Phi \cdot \operatorname{tg}\Psi} = \frac{\left(\frac{a^2}{b^2} - 1\right) \cdot \operatorname{tg}\Psi}{\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg}\Psi + 1}, \quad (1.17)$$

$$\Phi - \Psi = \operatorname{arctg} \frac{\left(\frac{a^2}{b^2} - 1\right) \cdot \operatorname{tg}\Psi}{\frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg}\Psi + 1}. \quad (1.18)$$

На рис. 1.32 изображена зависимость разности геодезической и геоцентрической широт при перемещении точки от экватора к полюсу, рассчитанная по формуле (1.18). 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°.

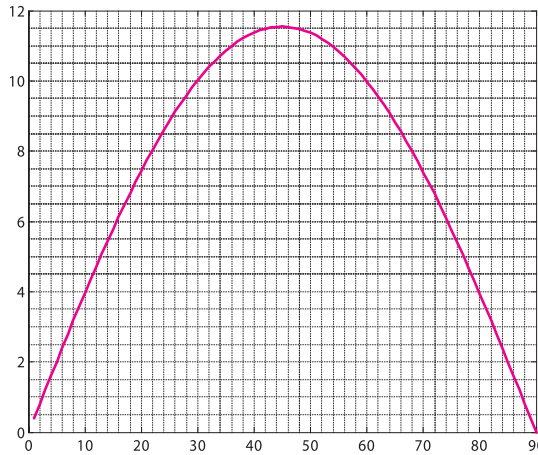


Рис. 1.32. Зависимость разности геодезической и геоцентрической широт

Преобразование пространственных эллипсоидных координат λ, Φ, h в декартовую, правую систему координат (X, Y, Z) производится по следующему алгоритму [124]

$$\left. \begin{aligned} X &= (\nu + h) \cos(\Phi) \cos(\lambda), \\ Y &= (\nu + h) \cos(\Phi) \sin(\lambda), \\ Z &= (\nu(1 - e^2) + h) \sin(\Phi), \\ \nu &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}}, \\ e^2 &= 2f - f^2, \\ f &= \frac{a - b}{a}, \end{aligned} \right\} \quad (1.19)$$

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 (1.7) 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 [124]

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= \arctg \left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \right) \cdot \left(1 - e^2 \cdot \frac{v}{v + h} \right)^{-1}, \\ \lambda &= \arctg \left(\frac{Y}{X} \right), \\ h &= \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{\cos(\Phi)} - v, \\ v &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}}. \end{aligned} \right\} (1.20)$$

В (1.19 и 1.20) v есть расстояние между точкой P и точкой пересечения нормали к эллипсу с осью OZ на рис. 1.31. По определению [124] v - радиус главного вертикала.

Если высота $h = 0$, то формулы (1.20) являются точными, в ином случае расчет в выражении (1.20) выполняется методами последовательных приближений. Обычно, достаточно пяти итераций для получения сантиметровой погрешности по высоте.

Для случая, когда итеративный алгоритм (1.20) 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. 1.31 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. 1.33).

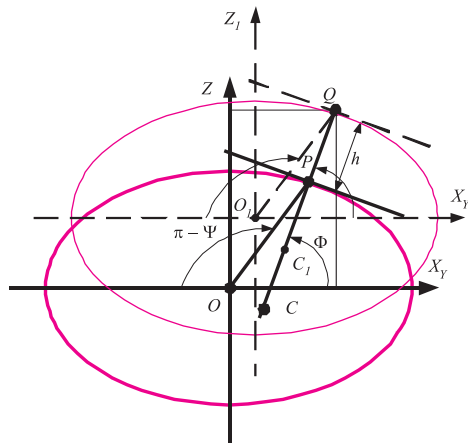


Рис. 1.33. Перемещение эллипса

Запишем уравнения эллипсов рис. 1.33 в параметрическом виде [75]

$$\begin{aligned}x_y &= a \cdot \cos \xi, \\z &= b \cdot \sin \xi,\end{aligned}\tag{1.21}$$

$$\begin{aligned}x_{y1} &= x_y + \Delta x = a \cdot \cos \xi, \\z_1 &= z_y + \Delta z = b \cdot \sin \xi.\end{aligned}\tag{1.22}$$

Применяя (1.21, 1.22), вычислим координаты центра радиуса кривизны точки Q , совпадающей с точкой P через первую и вторую производные [75]

$$\begin{aligned}X_{YC} &= \frac{a^2 - b^2}{a} \cos^3 \xi = a \cdot \varepsilon^2 \cdot \cos^3 \xi, \\Z_{YC} &= -\frac{a^2 - b^2}{b} \sin^3 \xi = -\frac{a \cdot \varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} \cdot \sin^3 \xi.\end{aligned}\tag{1.23}$$

Получим уравнение касательной к эллипсу в точке Q

$$\frac{dz}{dx} = -\frac{b}{a} \operatorname{ctg} \xi.\tag{1.24}$$

Выразим тангенс угла ξ коэффициента наклона линии перпендикулярной касательной, используя (1.24) через координаты точки Q

$$\begin{aligned}\operatorname{tg} \xi &\approx \frac{a}{b} \cdot \frac{z_Q}{x_{yQ}}, \\ \sin^3 \xi &= \left(\frac{\operatorname{tg} \xi}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \xi}} \right)^3, \\ \cos^3 \xi &= \left(\frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \xi}} \right)^3.\end{aligned}\tag{1.25}$$

Приближение (1.25) - основной источник отличий преобразованных координат от результатов расчета по точным формулам.

Записав уравнение прямой, проходящей через точки Q и центра радиуса кривизны (1.23), которые расположены на нормали к эллипсам (см. рис. 1.33), определим угол, являющийся геодезической широтой точек P и Q

$$\Phi = \operatorname{arctg} \frac{z_Q + \frac{a \cdot \varepsilon^2}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}} \cdot \sin^3 \xi}{\sqrt{x_Q^2 + y_Q^2} - a \cdot \varepsilon^2 \cdot \cos^3 \xi}.\tag{1.26}$$

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

$$h = \frac{\sqrt{x_Q^2 + y_Q^2}}{\cos \Phi} - \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\Phi)}}.\tag{1.27}$$

Долгота рассчитывается так же, как и в формуле (1.20)

$$\lambda = \arctg \left(\frac{y_Q}{x_Q} \right). \tag{1.28}$$

Таким образом, выражения (1.25 - 1.28) позволяют выполнить преобразования координат X, Y, Z в λ, Φ, h без итераций. Отметим, что формулы (1.26 - 1.27) без вывода и оценки их точности приведены в программе *Clifford Kelley's* (www.home.earthlink.net/~cwkelley).

Сопоставление точности преобразований по приведенным выше алгоритмам изображено на рис 1.34 - 1.38. Расчеты выполнены для широты 55° , на которой имеют место большие ошибки преобразования. Вблизи экватора и полюсов ошибки преобразования существенно меньше приведенных на рис. 1.36 - 1.37.

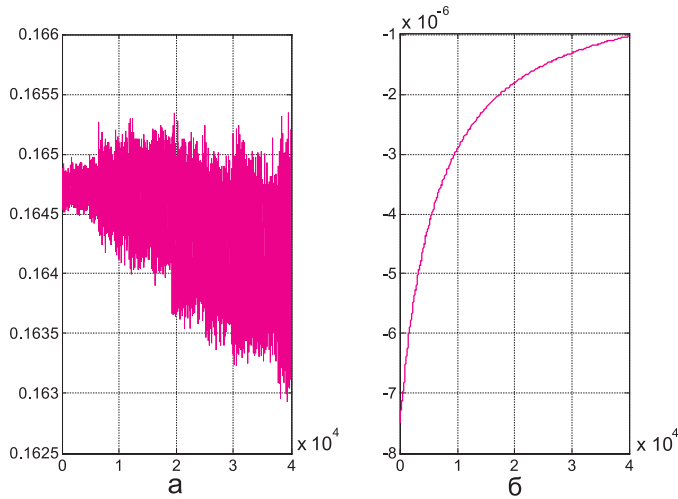


Рис. 1.34. Расчет по точным формулам [124]: а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

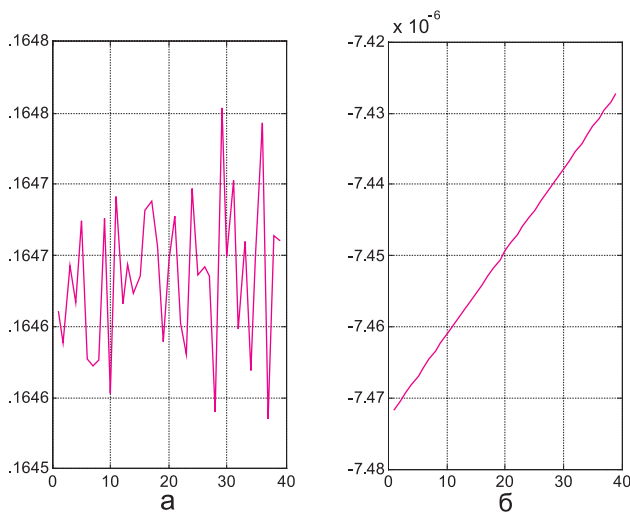


Рис. 1.35. Расчет по точным формулам [124]: а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

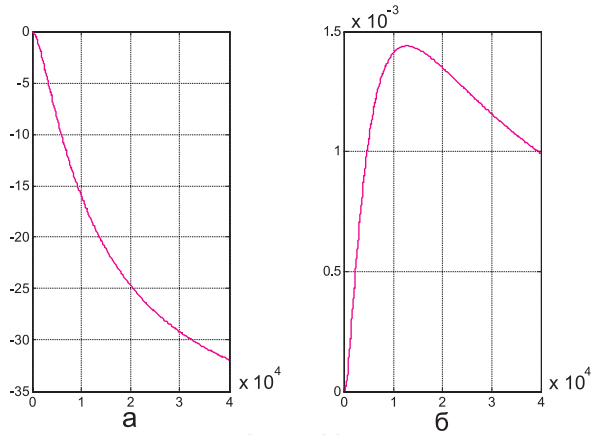


Рис. 1.36. Расчет по формулам (1.25 - 1.28): а - погрешность расчета высоты (сантиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

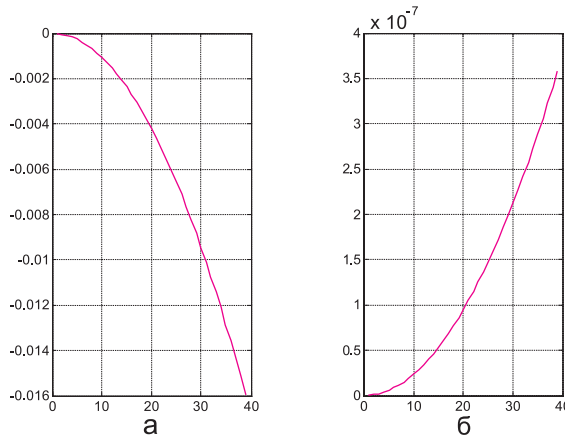


Рис. 1.37. Расчет по формулам (1.25 - 1.28): а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

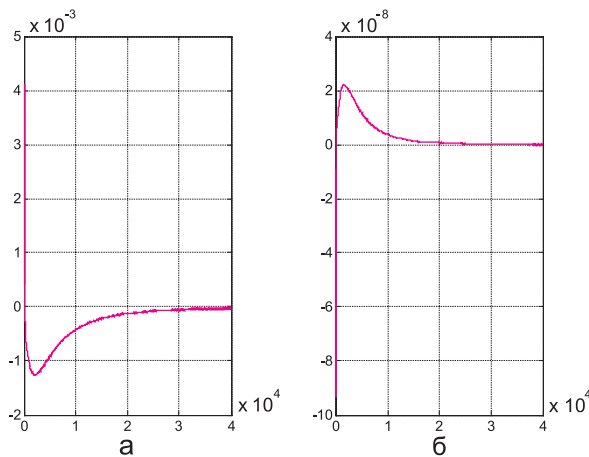


Рис. 1.38. Расчет по итерационному алгоритму (1.20): а - погрешность расчета высоты (миллиметры по оси ординат, километры по оси абсцисс); б - погрешность расчета геодезической широты (секунды по оси ординат, километры по оси абсцисс)

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. 1.39).

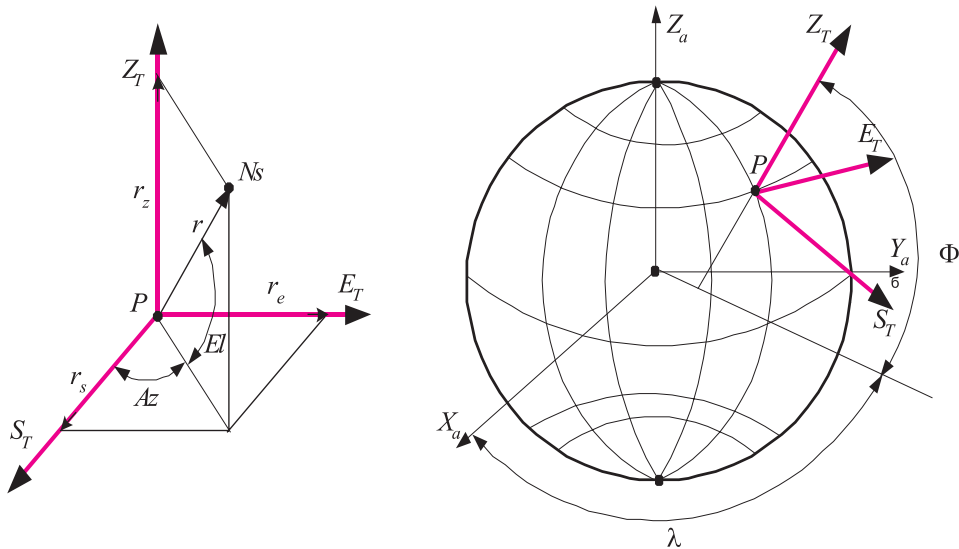


Рис. 1.39. К определению топоцентрической системы координат

Начало и оси топоцентрической системы 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. 1.39). В этой же системе координат точка P , расположенная на поверхности эллипсоида, имеет координаты λ (долгота) и Φ (широта).

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. 1.39) в инерциальной геоцентрической системе координат X_a , Y_a , Z_a (см. рис. 1.39) 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 (см. рис. 1.39). 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 [75]. Вращение прямоугольных систем координат выполняется по следующим матричным преобразованиям.

Вращение вокруг оси Z на угол λ

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}. \quad (1.29)$$

Вращение вокруг оси Y на угол ζ_y

$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \zeta_y & 0 & \sin \zeta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \zeta_y & 0 & \cos \zeta_y \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}. \quad (1.30)$$

Вращение вокруг оси X на угол ζ_x

$$\begin{bmatrix} X_3 \\ Y_3 \\ Z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \zeta_x & \sin \zeta_x \\ 0 & -\sin \zeta_x & \cos \zeta_x \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix}. \quad (1.31)$$

В выражениях (1.29-1.31) координатные системы правые, положительные углы отсчитываются против часовой стрелки.

Используя изложенное, вычисляем параметры:
смещение координат

$$[r_x, r_y, r_z] = [X_s - X_0, Y_s - Y_0, Z_s - Z_0]; \quad (1.32)$$

координаты (r_s, r_e, r_z)

$$r_s = \sin(\Phi) \cdot \cos(\lambda) \cdot r_x + \sin(\Phi) \cdot \sin(\lambda) \cdot r_y - \cos(\Phi) \cdot r_z; \quad (1.33)$$

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

$$r_z = \cos(\Phi) \cdot \cos(\lambda) \cdot r_x + \cos(\Phi) \cdot \sin(\lambda) \cdot r_y + \sin(\Phi) \cdot r_z; \quad (1.34)$$

дальность (расстояние) до спутника

$$r = \sqrt{(r_s^2 + r_e^2 + r_z^2)}; \quad (1.35)$$

угол видимости (угол места)

$$El = \arcsin\left(\frac{r_z}{r}\right); \quad (1.36)$$

угол азимута

$$Az = \arctg\left(-\frac{r_e}{r_s}\right). \quad (1.37)$$

При необходимости далее производится пересчет вычисленных по (1.36, 1.37) параметров в другие системы координат.

1.4.2 Время в спутниковых радионавигационных системах

В спутниковой радионавигации время имеет большое значение [108], 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. 1.40.

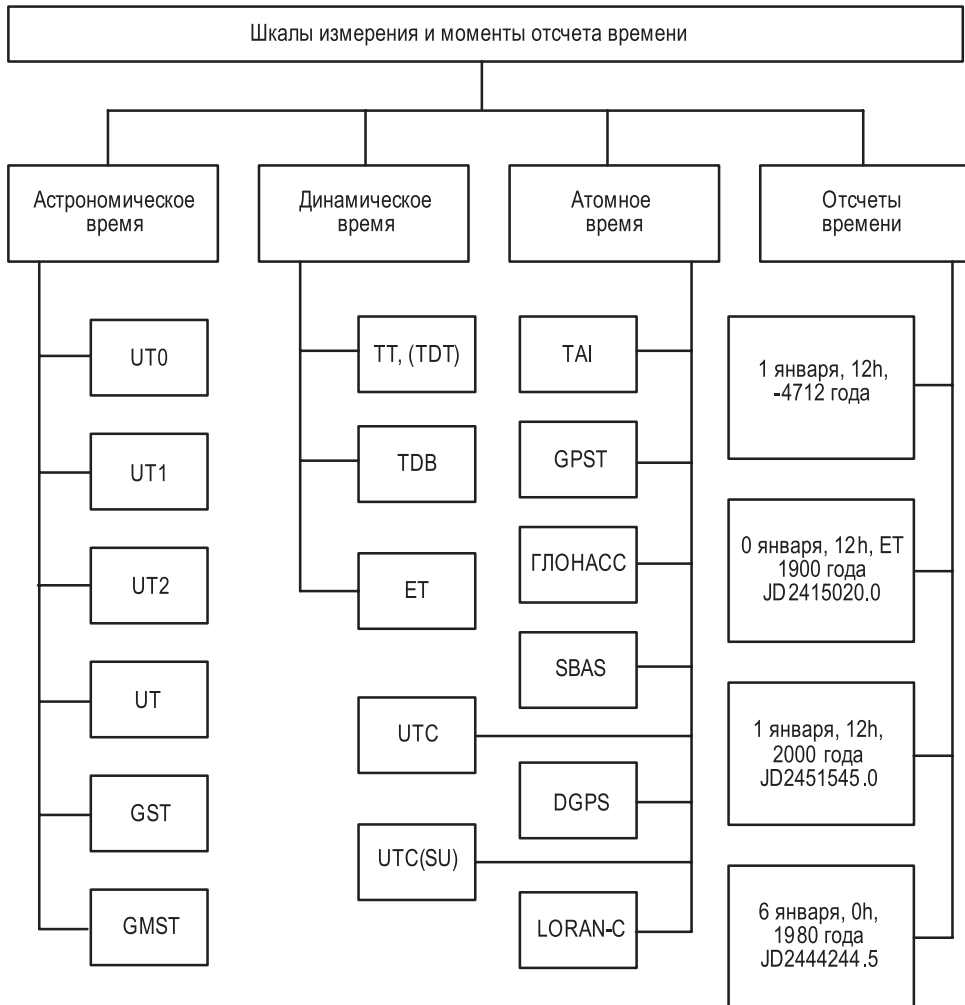


Рис. 1.40. Классификация шкал измерения и моментов отсчета времени

Приведем некоторые определения, терминологию и комментарии к рис. 1.40, которые будут использоваться в дальнейшем [1, 10 - 12, 96, 108, 254].

Время - координата четырехмерного пространства.

Эпоха - момент отсчета на шкале времени.

Юлианский период - интервал времени в 7980 лет, равный произведению трех сомножителей (P_1 , P_2 , P_3), имеющих следующие значения:

$P_1=28$ лет (с таким периодом повторяются распределения дней недели по дням года);

$P_2=19$ лет (с таким периодом фазы Луны соответствуют одним и тем же календарным датам);

$P_3=15$ лет (предположительно данный параметр выбран произвольно [96]).

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 $JD_{2415020.0}$ 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 $JD_{2451545.0}$, обозначается $J2000$ и отстоит от фундаментальной эпохи 1900 года точно на одно юлианское столетие, равное 36525 дням. Иногда дату записывают так: 1.5, 2000, что тоже означает полдень (12h) 1-го января 2000 г. Соответственно, 0 января 12h, 2000 г. (0, 12h, 2000 г.) совпадает с юлианской датой $JD_{2451544.0}$ - 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 г., иначе говоря, на Гринвиче еще 31 декабря 1999 г., 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 г.), а на 1 день позже (1 января 12h, 2000 г.).

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 [1, 108], отметим, что для пользователей системами спутниковой радионавигации в данной книге основное внимание отводится шкалам и отсчетам времени, необходимым для решения задач в аппаратуре спутниковых радионавигационных систем. Графическое представление шкал времени изображено на рис. 1.41.

Шкала всемирного времени UT , в частности UT_1 , связана с вращением Земли в земных координатах и основана на экспериментальных наблюдениях. Шкала является неравномерной (рис. 1.41), 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 UT_1 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 [108].

Всемирное координированное время UTC является международным атомным временем, которое корректируется добавлением (вычитанием) одной целой секунды, чтобы соответствовать времени UT_1 . Корректировка может выполняться в середине или конце года, если разность UTC и UT_1 превышает 0.9 сек.

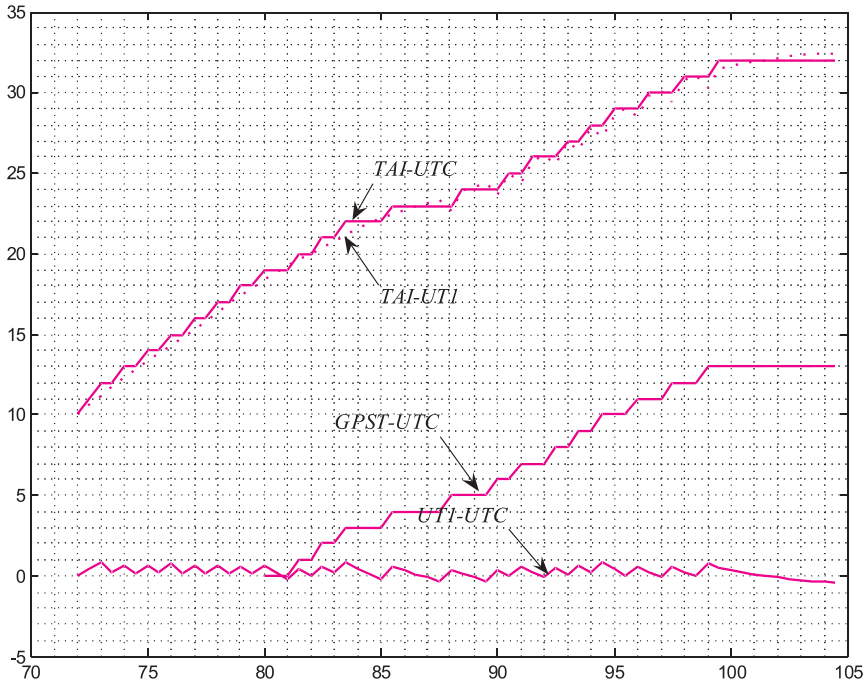


Рис. 1.41. Соответствия шкал времени

Национальная шкала времени России ($UTC(SU)$) - это шкала равномерного атомного времени, в которой начало отсчета совмещено со шкалой всемирного времени $UT1$ в 12 часов 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 2009 года разница между $GPST$ и UTC составляла 15 сек. 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 . Постоянная разница между временем ГЛОНАСС и UTC 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 нсек.

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 10 сек, а разница между системным временем $LORAN-C$ и UTC составляла 22 сек.

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

$$TT = TAI + 32.184 \text{ сек},$$

где число 32.184 секунд 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, предназначенная 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 -2147483648 до 2147483647), что составляет 24855 дня, 3 часа, 14 минут и 7 секунд от эпохи *UNIX*. Следовательно, момент переполнения произойдет в 2038 г., и это необходимо учитывать при программировании сетей и систем.

В силу специфики данных, поступающих 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 [37, 96]

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

где: jd_0 - номер юлианского дня фундаментальной эпохи,

jd_1 - номер юлианского дня текущей даты.

$$jd_1 = jd_g + 28 \cdot (mon - 1) + \sum_{i=1}^{mon-1} \Delta M_i + den - 1. \quad (1.38)$$

В (1.38) 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:

$$jd = (4712 + N) \cdot 365.25 + \left[\frac{N}{400} \right] - \left[\frac{N}{100} \right] + K, \quad (1.39)$$

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 *UTI* (*GMST*) [1, 10-12]

$$S_0^m = 6^h 41^m 50^s .548 41 + 236.555 367 908 d + 0^s .093 104 T^2 - 6^s .2 \cdot 10^{-6} T^3, \quad (1.40)$$

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

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

$6^h 41^m 50^s .54841$ следует понимать как 6 часов, 41 минута, 50.54841 секунд.

При этом учитывается, что звездные сутки короче средних солнечных суток на 236.555367908 сек [254]. Выражение (1.40), исключая d , можно записать:

$$6^h 41^m 50^s .548 41 + 8 640 184^s .812 866 T + 0^s .093 104 T^2 - 6^s .2 \cdot 10^{-6} T^3. \quad (1.41)$$

С учетом (1.41) гринвичское истинное звездное время S_0 в 0^h всемирного времени *UTI* (*GST*) определяется из выражения [1, 10-12]:

$$S_0 = S_0^m + Nu, \quad (1.42)$$

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 эклипике Солнца и Луны. Геометрическое толкование нутации изображено на рис. 1.42 [96].

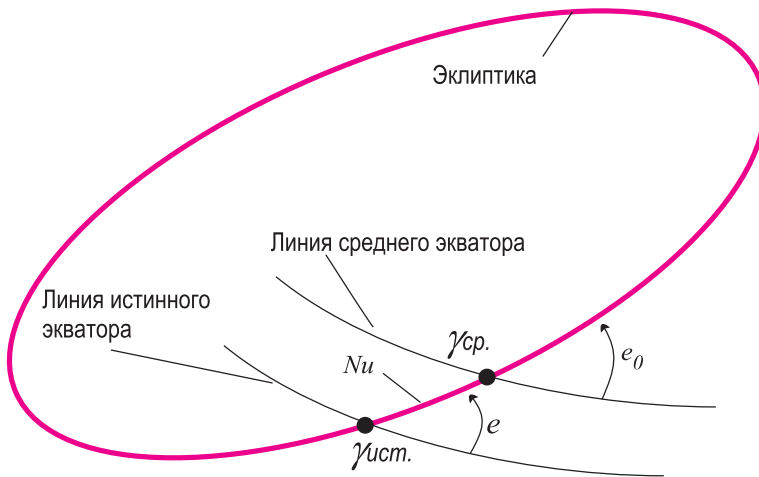


Рис. 1.42. Геометрическое толкование нутации

Нутация в прямом восхождении называется уравнением равноденствий [1, 10-12]

$$Nu = (\Delta\Psi + d\Psi) \cdot \frac{\cos \varepsilon_0}{15} + 0^s .00264 \cdot \sin \Omega + 0^s .000063 \cdot \sin(2\Omega), \quad (1.43)$$

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 эклипике.

Один из методов расчета нутации состоит в следующем [10 - 12]. Совокупность нутационных членов делится на две группы: долгопериодическую часть $\Delta\Psi$, $\Delta\varepsilon$ (табл. 1.22,) и короткопериодическую часть $d\Psi$, $d\varepsilon$ (табл. 1.23).

Для вычисления нутации по долготе и в наклоне используется метод разложения в ряд на основе теории нутаций *MAC*. Сумма всех членов ряда с *sin* дает нутацию по долготе, а с *cos* - нутацию в наклоне.

В табл. 1.22, 1.23 приведены значения коэффициентов, используемых в формулах расчета нутации.

Таблица 1.22. Долгопериодическая нутация (разложение фундаментальных аргументов)

Порядковый номер	Коэффициент нутации по долготе $\Delta\Psi$ при <i>sin</i> аргументе $\cdot 10^4$		Коэффициент нутации по наклону эклиптики $\Delta\varepsilon$ при <i>cos</i> аргументе $\cdot 10^4$		Аргумент					Период, сутки
	<i>A</i>	<i>B</i>	<i>A</i>	<i>B</i>	<i>i</i>	<i>i'</i>	<i>j</i>	<i>k</i>	<i>n</i>	
1	-171996	-174.2· <i>T</i>	92025	8.9· <i>T</i>	0	0	0	0	1	6798.4
2	2062	0.2· <i>T</i>	-895	0.5· <i>T</i>	0	0	0	0	2	3399.2
3	46	0.0· <i>T</i>	-24	0.0· <i>T</i>	-2	0	2	0	1	1305.5
4	11	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	2	0	-2	0	0	1095.2
5	-3	0.0· <i>T</i>	1	0.0· <i>T</i>	-2	0	2	0	2	1615.7
6	-3	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	1	-1	0	-1	0	3232.9
7	-2	0.0· <i>T</i>	1	0.0· <i>T</i>	0	-2	2	-2	1	6786.3
8	1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	2	0	-2	0	1	943.2
9	-13187	-1.6· <i>T</i>	5736	-3.1· <i>T</i>	0	0	2	-2	2	182.6
10	1426	-3.4· <i>T</i>	54	-0.1· <i>T</i>	0	1	0	0	0	365.3
11	-517	1.2· <i>T</i>	224	-0.6· <i>T</i>	0	1	2	-2	2	121.7
12	217	-0.5· <i>T</i>	-95	0.3· <i>T</i>	0	-1	2	-2	2	365.2
13	129	0.1· <i>T</i>	-70	0.0· <i>T</i>	0	0	2	-2	1	177.8
15	-22	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	0	2	-2	0	173.3
16	17	-0.1· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	2	0	0	0	182.6
17	-15	0.0· <i>T</i>	9	0.0· <i>T</i>	0	1	0	0	1	386.0
18	-16	0.1· <i>T</i>	7	0.0· <i>T</i>	0	2	2	-2	2	91.3
19	-12	0.0· <i>T</i>	6	0.0· <i>T</i>	0	-1	0	0	1	346.6
20	-6	0.0· <i>T</i>	3	0.0· <i>T</i>	-2	0	0	2	1	199.8
21	-5	0.0· <i>T</i>	3	0.0· <i>T</i>	0	-1	2	-2	1	346.6
22	4	0.0· <i>T</i>	-2	0.0· <i>T</i>	2	0	0	-2	1	212.3
23	4	0.0· <i>T</i>	-2	0.0· <i>T</i>	0	1	2	-2	1	119.6
24	-4	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	1	0	0	-1	0	411.8
25	1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	2	1	0	-2	0	131.7
26	1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	0	-2	2	1	169.0
27	-1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	1	-2	2	0	329.8
28	1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	1	0	0	2	409.2
29	1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	-1	0	0	1	1	388.3
30	-1	0.0· <i>T</i>	0	0.0· <i>T</i>	0	1	2	-2	0	117.5

Таблица 1.23. Короткопериодическая нутация (разложение фундаментальных аргументов)

Порядковый номер	Коэффициент нутации по долготе $d\Psi$ при \sin аргументе $\cdot 10^4$		Коэффициент нутации по наклону эклиптики $d\varepsilon$ при \cos аргументе $\cdot 10^4$		Аргумент					Период, сутки
	A	B	A	B	i	i'	j	k	n	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
31	-2274	-0.2	977	-0.5	0	0	2	0	2	13.7
32	712	0.1	-7	0.0	1	0	0	0	0	27.6
33	-386	-0.4	200	0.0	0	0	2	0	1	13.6
34	-301	0.0	129	-0.1	1	0	2	0	2	9.1
35	-158	0.0	-1	0	1	0	0	-2	0	31.8
36	123	0.0	-53	0	-1	0	2	0	2	27.1
37	63	0.0	-2	0	0	0	0	2	0	14.8
38	63	0.1	-33	0	1	0	0	0	1	27.7
39	-58	-0.1	32	0	-1	0	0	0	1	27.4
40	-59	0.0	26	0	-1	0	2	2	2	9.6
41	-51	0.0	27	0	1	0	2	0	1	9.1
42	-38	0.0	16	0	0	0	2	2	2	7.1
43	29	0.0	-1	0	2	0	0	0	0	13.8
44	29	0.0	-12	0	1	0	2	-2	2	23.9
45	-31	0.0	13	0	2	0	2	0	2	6.9
46	26	0.0	-1	0	0	0	2	0	0	13.6
47	21	0.0	-10	0	-1	0	2	0	1	27.0
48	16	0.0	-8	0	-1	0	0	2	1	32.0
49	-13	0.0	7	0	1	0	0	-2	1	31.7
50	-10	0.0	5	0	-1	0	2	2	1	9.5
51	-7	0.0	0	0	1	1	0	-2	0	34.8
52	7	0.0	-3	0	0	1	2	0	2	13.2
53	-7	0.0	3	0	0	-1	2	0	2	14.2
54	-8	0.0	3	0	1	0	2	2	2	5.6
55	6	0.0	0	0	1	0	0	2	0	9.6
56	6	0.0	-3	0	2	0	2	-2	2	12.8
57	-6	0.0	3	0	0	0	0	2	1	14.8
58	-7	0.0	3	0	0	0	2	2	1	7.1
59	6	0.0	-3	0	1	0	2	-2	1	23.9
60	-5	0.0	3	0	0	0	0	-2	1	14.7
61	5	0.0	0	0	1	-1	0	0	0	29.8
62	-5	0.0	3	0	2	0	2	0	1	6.9
63	-4	0.0	0	0	0	1	0	-2	0	15.4
64	4	0.0	0	0	1	0	-2	0	0	26.9
65	-4	0.0	0	0	0	0	0	1	0	29.5
66	-3	0.0	0	0	1	1	0	0	0	25.6
67	3	0.0	0	0	1	0	2	0	0	9.1
68	-3	0.0	1	0	1	-1	2	0	2	9.4
69	-3	0.0	1	0	-1	-1	2	2	2	9.8

Окончание табл. 1.23

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
70	-2	0.0	1	0	-2	0	0	0	1	13.7
71	-3	0.0	1	0	3	0	2	0	2	5.5
72	-3	0.0	1	0	0	-1	2	2	2	7.2
73	2	0.0	-1	0	1	1	2	0	2	8.9
74	-2	0.0	1	0	-1	0	2	-2	1	32.6
75	2	0.0	-1	0	2	0	0	0	1	13.8
76	-2	0.0	1	0	1	0	0	0	2	27.8
77	2	0.0	0	0	3	0	0	0	0	9.2
78	2	0.0	-1	0	0	0	2	1	2	9.3
79	1	0.0	-1	0	-1	0	0	0	2	27.3
80	-1	0.0	0	0	1	0	0	-4	0	10.1
81	1	0.0	-1	0	-2	0	2	2	2	14.6
82	-2	0.0	1	0	-1	0	2	4	2	5.8
83	-1	0.0	0	0	2	0	0	-4	0	15.9
84	1	0.0	-1	0	1	1	2	-2	2	22.5
85	-1	0.0	1	0	1	0	2	2	1	5.6
86	-1	0.0	1	0	-2	0	2	4	2	7.3
87	1	0.0	0	0	-1	0	4	0	2	9.1
88	1	0.0	0	0	1	-1	0	-2	0	29.3
89	1	0.0	-1	0	2	0	2	-2	1	12.8
90	-1	0.0	0	0	2	0	2	2	2	4.7
91	-1	0.0	0	0	1	0	0	2	1	9.6
92	1	0.0	0	0	0	0	4	-2	2	12.7
93	1	0.0	0	0	3	0	2	-2	2	8.7
94	-1	0.0	0	0	1	0	2	-2	0	23.8
95	1	0.0	0	0	0	1	2	0	1	13.1
96	1	0.0	0	0	-1	-1	0	2	1	35.0
97	-1	0.0	0	0	0	0	-2	0	1	13.6
98	-1	0.0	0	0	0	0	2	-1	2	25.4
99	-1	0.0	0	0	0	1	0	2	0	14.2
100	-1	0.0	0	0	1	0	-2	-2	0	9.5
101	-1	0.0	0	0	0	-1	2	0	1	14.2
102	-1	0.0	0	0	1	1	0	-2	1	34.7
103	-1	0.0	0	0	1	0	-2	2	0	32.8
104	1	0.0	0	0	2	0	0	2	0	7.1
105	-1	0.0	0	0	0	0	2	4	2	4.8
106	1	0.0	0	0	0	1	0	1	0	27.3

Сумма всех членов соответствующих столбцов табл. 1.22 долгопериодической нутации дает нутацию по долготе $\Delta\Psi$:

$$\Delta\Psi = \sum_1^{30} ((A + B \cdot T) \cdot \sin(i \cdot l + i' \cdot l' + j \cdot F + k \cdot D + n \cdot \Omega)) . \quad (1.44)$$

Сумма всех членов соответствующих столбцов табл. 1.22 долгопериодической нутации дает нутацию наклона эклиптики $\Delta\varepsilon$:

$$\Delta\varepsilon = \sum_1^{30} ((A+B \cdot T) \cdot \cos(i \cdot l + i' \cdot l' + j \cdot F + k \cdot D + n \cdot \Omega)). \quad (1.45)$$

Сумма всех членов соответствующих столбцов табл. 1.23 короткопериодической нутации дает нутацию по долготе $d\Psi$:

$$d\Psi = \sum_{\substack{\mathcal{N}2=106 \\ \mathcal{N}2=31}} ((A+B \cdot T) \cdot \sin(i \cdot l + i' \cdot l' + j \cdot F + k \cdot D + n \cdot \Omega)). \quad (1.46)$$

Сумма всех членов соответствующих столбцов табл. 1.23 короткопериодической нутации дает нутацию наклона эклиптики $d\varepsilon$:

$$d\varepsilon = \sum_{31}^{106} ((A+B \cdot T) \cdot \cos(i \cdot l + i' \cdot l' + j \cdot F + k \cdot D + n \cdot \Omega)). \quad (1.47)$$

В выражениях (1.44-1.47) обозначено:

$\mathcal{N}2$ - соответствует номеру строки в табл. 1.22 и табл. 1.23 разложения долгопериодической и короткопериодической нутации;

A, B - числовые коэффициенты в секундах дуги взяты из табл. 1 и 2 [11, стр. 637, 638];

T - время, отсчитывается от стандартной эпохи 2000.0 г. в юлианских столетиях по 36525 суток;

i, i', j, k, n - целые числа, взяты из табл. 1 и 2 [11, стр. 637, 638];

l, l', F, D, Ω - фундаментальные аргументы, которые зависят от параметров движения Луны и Солнца [1, 10-12].

Заметим, что при расчетах полученные по формулам (1.44-1.47) значения сумм необходимо преобразовать из минут в радианы, умножив на коэффициент $\pi/(180 \times 3600)$.

В формулах (1.44-1.47) разложения фундаментальных аргументов l, l', F, D, Ω имеют следующий вид [1, 11]:

$$\left. \begin{aligned} l &= 485866''.733 + (1325r + 715922''.633)T + 31''.310T^2 + 0''.064T^3; \\ l' &= 1287099''.804 + (99r + 1292581''.224)T - 0''.577T^2 - 0''.012T^3; \\ F &= 335778''.877 + (1342r + 295263''.137)T - 13''.257T^2 + 0''.011T^3; \\ D &= 1072261''.307 + (1236r + 1105\ 601''.328)T - 6''.891T^2 + 0''.019T^3; \\ \Omega &= 450160''.280 - (5r + 482900''.539)T + 7''.455T^2 + 0''.008T^3; \end{aligned} \right\} \quad (1.48)$$

где $r = 1\ 296\ 000'' = 360^\circ$; $l = (\mathcal{C} - \Gamma')$ - средняя аномалия Луны; $l' = (L - \Gamma')$ - средняя аномалия Солнца; $F = (\mathcal{C} - \Omega)$ - средний аргумент широты Луны; $D = (\mathcal{C} - L)$ - средняя элонгация (разность средних долгот) Луны и Солнца; Ω - средняя долгота восходящего узла орбиты Луны на эклиптике.

Средняя долгота Луны

$$\mathcal{C} = 758\ 939''.157 + (1336r + 1108\ 372''.598)T - 5''.802T^2 + 0''.019T^3.$$

Средняя долгота лунного перигея

$$\Gamma' = 300\ 072''.424 + (11r + 392\ 449''.965)T - 37''.112T^2 - 0''.045T^3.$$

Средняя долгота восходящего узла

$$\Omega = 450\ 160''.280 - (5r + 482\ 890''.539)T + 7''.455T^2 + 0''.008T^3.$$

Средняя долгота Солнца

$$L = 1009\,677''.850 + (100r + 2771''.270)T + 1''.089T^2.$$

Средняя долгота солнечного перигея

$$\Gamma = 1018\,578''.046 + 6\,190''.046T + 1''.666T^2 + 0''.012T^3.$$

Средний наклон эклиптики к экватору задается выражением:

$$\varepsilon_0 = 84\,381''.448 - 46''.8150T - 0''.000\,59T^2 + 0''.001\,813T^3. \tag{1.49}$$

С учетом (1.44 - 1.49) нутация по долготе и нутация наклона эклиптики соответственно можно записать в виде:

$$Nu(\psi) = (\Delta\psi + d\psi); \tag{1.50}$$

$$Nu(\varepsilon) = (\Delta\varepsilon + d\varepsilon). \tag{1.51}$$

Date	Sidereal time			Nutation in_alpha	
	Real			Mean	
	h	m	s	s	s
Jan 0	6	37	56.6709	57.6893	-1.0224 .0039
1	6	41	53.2360	54.2447	-1.0194 .0108
2	6	45	49.7982	50.8001	-1.0165 .0147
3	6	49	46.3566	47.3554	-1.0136 .0148
4	6	53	42.9113	43.9108	-1.0108 .0112
5	6	57	39.4634	40.4662	-1.0080 .0052
6	7	1	36.0148	37.0215	-1.0052 -.0015
7	7	5	32.5672	33.5769	-1.0025 -.0072
8	7	9	29.1219	30.1323	-.9999 -.0105
9	7	13	25.6796	26.6876	-.9973 -.0108
10	7	17	22.2401	23.2430	-.9948 -.0081
11	7	21	18.8027	19.7984	-.9923 -.0033
12	7	25	15.3663	16.3538	-.9900 .0025
13	7	29	11.9297	12.9091	-.9876 .0082
14	7	33	8.4916	9.4645	-.9854 .0125
15	7	37	5.0514	6.0199	-.9832 .0148
16	7	41	1.6086	2.5752	-.9812 .0146
17	7	44	58.1633	59.1306	-.9792 .0119
18	7	48	54.7159	55.6860	-.9772 .0072
19	7	52	51.2670	52.2413	-.9754 .0011
20	7	56	47.8176	48.7967	-.9737 -.0055
21	8	0	44.3685	45.3521	-.9720 -.0116
22	8	4	40.9208	41.9074	-.9704 -.0162
23	8	8	37.4752	38.4628	-.9690 -.0186
24	8	12	34.0324	35.0182	-.9676 -.0182
25	8	16	30.5926	31.5735	-.9663 -.0146
26	8	20	27.1555	28.1289	-.9651 -.0083
27	8	24	23.7199	24.6843	-.9641 -.0004
28	8	28	20.2840	21.2396	-.9631 .0074
29	8	32	16.8459	17.7950	-.9622 .0131
30	8	36	13.4040	14.3504	-.9614 .0150
Jan 31	8	40	9.9579	10.9057	-.9607 .0128

Рис. 1.43. Данные расчета с сайта SPASCE. KIEV.EPHEM/02a/sid.html

Таблица 1.24. Данные расчета по алгоритму (1.40 - 1.51)

<i>Date: year = 2002 mon = 1</i>						
<i>Den</i>	<i>h</i>	<i>m</i>	<i>s(real)</i>	<i>s(mean)</i>	<i>nu(long)</i>	<i>nu(ascension)</i>
1	6	41	53.236033	54.244704	-1.019422	0.010750
2	6	45	49.798245	50.800072	-1.016494	0.014666
3	6	49	46.356592	47.355440	-1.013606	0.014758
4	6	53	42.911259	43.910808	-1.010761	0.011212
5	6	57	39.463423	40.466176	-1.007963	0.005210
6	7	1	36.014820	37.021544	-1.005215	-0.001509
7	7	5	32.567211	33.576912	-1.002520	-0.007181
8	7	9	29.121921	30.132280	-0.999882	-0.010478
9	7	13	25.679585	26.687648	-0.997303	-0.010761
10	7	17	22.240093	23.243016	-0.994786	-0.008137
11	7	21	18.802711	19.798384	-0.992335	-0.003338
12	7	25	15.366316	16.353752	-0.989953	0.002517
13	7	29	11.929662	12.909120	-0.987642	0.008184
14	7	33	8.491628	9.464488	-0.985405	0.012544
15	7	37	5.051408	6.019856	-0.983244	0.014796
16	7	41	1.608618	2.575224	-0.981162	0.014556
17	7	44	58.163304	59.130592	-0.979161	0.011873
18	7	48	54.715877	55.685960	-0.977244	0.007160
19	7	52	51.267013	52.241328	-0.975412	0.001097
20	7	56	47.817568	48.796696	-0.973668	-0.005460
21	8	0	44.368494	45.352064	-0.972013	-0.011557
22	8	4	40.920748	41.907432	-0.970449	-0.016236
23	8	8	37.475176	38.462800	-0.968978	-0.018646
24	8	12	34.032390	35.018168	-0.967601	-0.018177
25	8	16	30.592609	31.573536	-0.966321	-0.014607
26	8	20	27.155464	28.128904	-0.965137	-0.008303
27	8	24	23.719850	24.684272	-0.964052	-0.000370
28	8	28	20.283993	21.239640	-0.963067	0.007419
29	8	32	16.845880	17.795008	-0.962181	0.013052
30	8	36	13.403979	14.350376	-0.961397	0.014999
31	8	40	9.957877	10.905744	-0.960714	0.012847

Для сравнения достоверности расчета истинного звездного времени и нутационных коэффициентов было проведено сопоставление данных, получаемых с помощью изложенного алгоритма с результатами независимых исследователей. На рис. 1.43 приведены данные с сайта «*SPASCE. KIEV.EPHEM/02a/sid.html*», а в табл. 1.24 аналогичные данные, полученные по алгоритму (1.41 - 1.51) за январь месяц 2002 года.

Из сопоставления данных рис. 1.43 и табл. 1.24 видно, что различий в пределах значащих цифр нет.

1.4.3 Движение навигационных спутников в поле тяготения Земли

Невозмущенное движение навигационных спутников в поле тяготения Земли также, как и движение планет, подчиняется законам механики. Законы Кеплера применительно к навигационным спутникам формулируются следующим образом [1]:

Первый закон. Навигационный спутник движется вокруг Земли по эллиптической орбите, в одном из фокусов которой находится центр масс Земли.

Второй закон. Радиус-вектор, проведенный из центра масс Земли до центра масс навигационного спутника, «заметает» равные площади за равные интервалы времени.

Третий закон. Квадрат периода обращения навигационного спутника пропорционален кубу большой полуоси эллиптической орбиты. Причем коэффициент пропорциональности есть величина постоянная.

Графическая интерпретация второго закона Кеплера изображена на рис. 1.44.

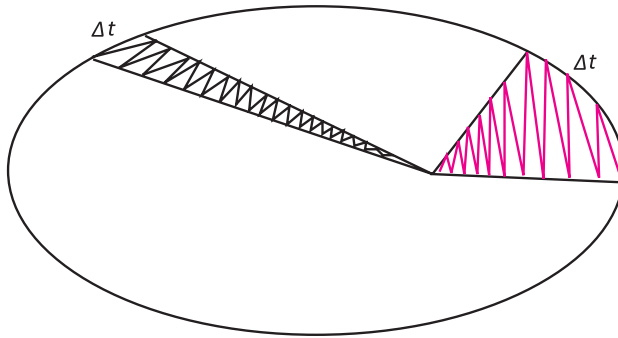


Рис. 1.44. Графическая интерпретация второго закона Кеплера

На рис. 1.44 показаны два сектора эллипса. Навигационный спутник, перемещаясь по орбите за одинаковые интервалы времени Δt , проходит разные пути, но площади, «заметенные» радиус-векторами, согласно второму закону Кеплера, равны.

Рассмотрим движение навигационного спутника Sv по эллиптической орбите (рис. 1.45).

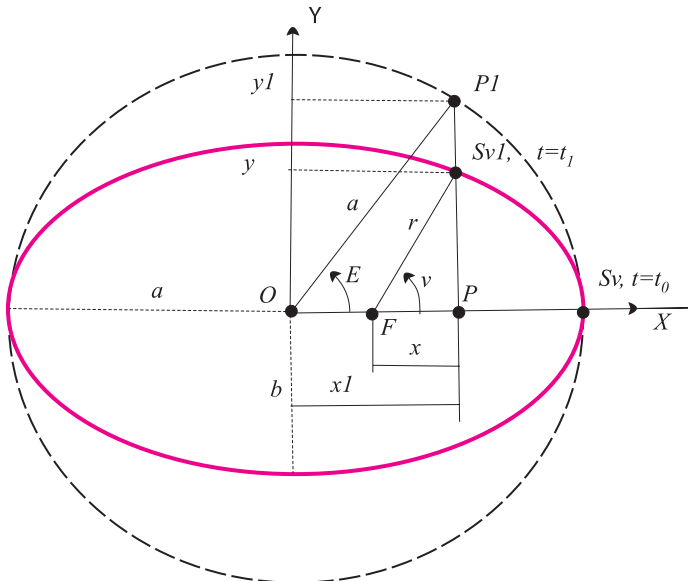


Рис. 1.45. Движение навигационного спутника Sv по эллиптической орбите

Введем следующие обозначения:

O - центр эллипса;

a, b - большая и малая полуоси эллипса соответственно;

F - фокус эллипса;

r - радиус-вектор до навигационного спутника;

v - полярный угол (истинная аномалия для навигационного спутника);

E - эксцентрисическая аномалия (полярный угол вспомогательной окружности);

SvI - положение навигационного спутника на орбите в момент времени t_j .

Приведем некоторые вспомогательные выражения для получения соотношений о движении навигационного спутника.

Площадь, эксцентриситет, малая полуось, коэффициент сжатия эллипса определяются следующими формулами:

$$\Sigma = \pi \cdot ab, \quad (1.52)$$

$$\varepsilon = OF / a, \quad (1.53)$$

$$b = a\sqrt{1-\varepsilon^2}, \quad (1.54)$$

$$k = \frac{b}{a} = \sqrt{1-\varepsilon^2}. \quad (1.55)$$

Из (1.52) с учетом (1.53) получаем

$$\Sigma = \pi \cdot a^2 \sqrt{1-\varepsilon^2}. \quad (1.56)$$

Начало движения в перигее соответствует времени t_0 . Перигей - ближайшая точка к фокусу эллипса F , расположенная на большой полуоси a . Согласно второму закону Кеплера, площадь, «заметаемая» вектором r за время $t_j - t_0$ с учетом (1.56), определяется выражением

$$\Sigma(t) = \pi \cdot a^2 \cdot \sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \left(\frac{t-t_0}{T}\right), \quad (1.57)$$

где T - период обращения спутника по эллиптической орбите.

Эта площадь равна площади сектора эллипса, ограниченного $Sv SvI$ и полярными радиусами $FSvI, FSv$.

Для установления связи между эксцентрисической аномалией E и истинной v определим площади, ограниченные линиями $Sv SvI, FSvI, FSv; Sv PI, PIO, OSv$; и треугольников $PPIO, PSvIF$, обозначив их через Σ_1, Σ_2 и Σ_3, Σ_4 соответственно. Тогда, с учетом коэффициента сжатия, трансформирующего площади окружности в площади эллипса, получим

$$\Sigma_1 = \sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot (\Sigma_2 - \Sigma_3) + \Sigma_4, \quad (1.58)$$

$$\text{где: } \Sigma_2 = \pi a^2 \cdot E / 360^\circ \quad (1.59)$$

- площадь сектора окружности с центральным углом E ,

$$\Sigma_3 = \frac{1}{2} OP \cdot Oy1, \quad (1.60)$$

$$\Sigma_4 = \frac{1}{2} FP \cdot PSv1. \quad (1.61)$$

Из рассмотрения геометрического построения рис. 1.45 можно получить

$$OP = a \cdot \cos E,$$

$$Oy_1 = a \cdot \sin E,$$

$$\Sigma_3 = \frac{1}{2} a^2 \cdot \cos E \cdot \sin E, \tag{1.62}$$

$$x = r \cdot \cos v = FP = a(\cos E - \varepsilon), \tag{1.63}$$

(учтено, что $OF = a \cdot \varepsilon$,

$$y = r \cdot \sin v = PSv_1 = a\sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E. \tag{1.64}$$

В (1.64) учтено, что $\frac{PSv_1}{PP_1} = \frac{b}{a} = k = \sqrt{1-\varepsilon^2}$, согласно (1.55),

$$\Sigma_4 = \frac{1}{2} FP \cdot PSv_1 = \frac{1}{2} a^2 \cdot (\cos E - \varepsilon) \cdot \sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E. \tag{1.65}$$

Подставляя в (1.58) выражения (1.59, 1.62, 1.55), получим

$$\begin{aligned} \Sigma_1 &= \sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \left(\frac{\pi a^2 \cdot E}{360^\circ} - \frac{a^2 \cdot \cos E \cdot \sin E}{2} \right) + \frac{a^2}{2} \cdot (\cos E - \varepsilon) \times \\ &\times \sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E = \frac{1}{2} \cdot a^2 \cdot \sqrt{1-\varepsilon^2} \left(\frac{\pi \cdot E}{180^\circ} - \varepsilon \cdot \sin E \right). \end{aligned} \tag{1.66}$$

Приравняв правые части выражений (1.57) и (1.66), поскольку с учетом временной зависимости они тождественны, получим связь между эксцентрической аномалией и временем

$$E(t) = \varepsilon \cdot \sin E(t) + \frac{2 \cdot \pi}{T} \cdot (t - t_0). \tag{1.67}$$

Рассмотрим второе слагаемое в правой части уравнения (1.67). Обратимся к рис. 1.46.

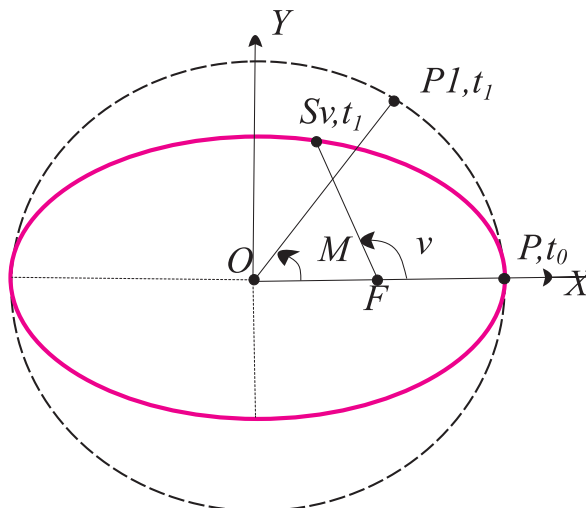


Рис. 1.46. Движение спутника (Sv) и точки (PI) по эллиптической и круговой орбитам

Пусть в момент времени t_0 из точки P начинают движение два тела Sv и PI с периодом обращения T . Тело PI , двигаясь по окружности с равномерной скоростью, в момент времени t_1 займет положение « PI, t_1 ». При этом угол M :

$$M = \angle P_1OP = \frac{2 \cdot \pi}{T} (t_1 - t_0). \quad (1.68)$$

В выражении (1.68) величина M называется средняя аномалия на время t_1 , а отношение

$$n = \frac{2 \cdot \pi}{T} \quad (1.69)$$

есть средняя скорость движения тела PI по круговой орбите.

Аналитически третий закон Кеплера в поле тяготения Земли записывается следующим образом:

$$T^2 = 4\pi^2 \cdot \frac{a^3}{\mu}, \quad (1.70)$$

где $\mu = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{M^3}{c^2}$ - геоцентрическая гравитационная постоянная Земли (в отечественной литературе [12] обозначается GE , в *ICD-GPS-200C - GM* и μ [233]). С учетом (1.70) из (1.67-1.70) получаем формулы для средней скорости движения

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \quad (1.71)$$

$$\text{периода } T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (1.72)$$

средней аномалии на время t

$$M(t) = n \cdot (t - t_0) = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot (t - t_0), \quad (1.73)$$

уравнение второго закона Кеплера

$$E(t) = \varepsilon \cdot \sin E(t) + M(t). \quad (1.74)$$

Уравнение (1.74) трансцендентное и решается приближенными методами. Результатом решения при заданных начальных условиях будет значение эксцентрической аномалии E на момент времени t .

Определим истинную аномалию v и радиус r (рис. 1.45). Из (1.63, 1.64) получим

$$\cos v = \frac{a}{r} (\cos E - \varepsilon), \quad (1.75)$$

$$\sin v = \frac{a}{r} \sqrt{1 - \varepsilon^2} \cdot \sin E, \quad (1.76)$$

$$r^2 = x^2 + y^2 = a^2 (\cos E - \varepsilon)^2 + a^2 (1 - \varepsilon^2) \cdot \sin^2 E. \quad (1.77)$$

Из (1.77)

$$r = a(1 - \varepsilon \cos E). \quad (1.78)$$

С учетом (1.78) формулы (1.75, 1.76) примут вид:

$$\cos v = \left(\frac{\cos E - \varepsilon}{1 - \varepsilon \cdot \cos E} \right), \quad (1.79)$$

$$\sin v = \left(\frac{\sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E}{1-\varepsilon \cdot \cos E} \right). \tag{1.80}$$

Из выражений (1.79, 1.80) определяем два значения v :

$$v_1 = \arccos\left(\frac{\cos E - \varepsilon}{1-\varepsilon \cdot \cos E}\right), \tag{1.81}$$

$$v_2 = \arcsin\left(\frac{\sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E}{1-\varepsilon \cdot \cos E}\right). \tag{1.82}$$

Поскольку главные значения функций $v_1 - [0...π]$, $v_2 - [-π/2...π/2]$, то при выборе v в (1.81, 1.82) нужно раскрыть неоднозначность. Неоднозначность раскрывается несколькими приемами. Значение v вычисляется по формуле (1.81), а его знак берется из формулы (1.82). Второй способ - v вычисляется по формуле

$$v = \arctg\left(\frac{\sin v}{\cos v}\right) = \arctg\left(\frac{\frac{\sqrt{1-\varepsilon^2} \cdot \sin E}{1-\varepsilon \cdot \cos E}}{\frac{\cos E - \varepsilon}{1-\varepsilon \cdot \cos E}}\right). \tag{1.83}$$

В большинстве языков программирования имеется стандартная процедура вычисления арктангенса в (1.83) в области значений $v - [-π ...π]$. Так, в системе *MatLab* эта процедура задана функцией *atan2(y,x)*. Изложенные приемы раскрытия неоднозначности показаны графически на рис. 1.47.

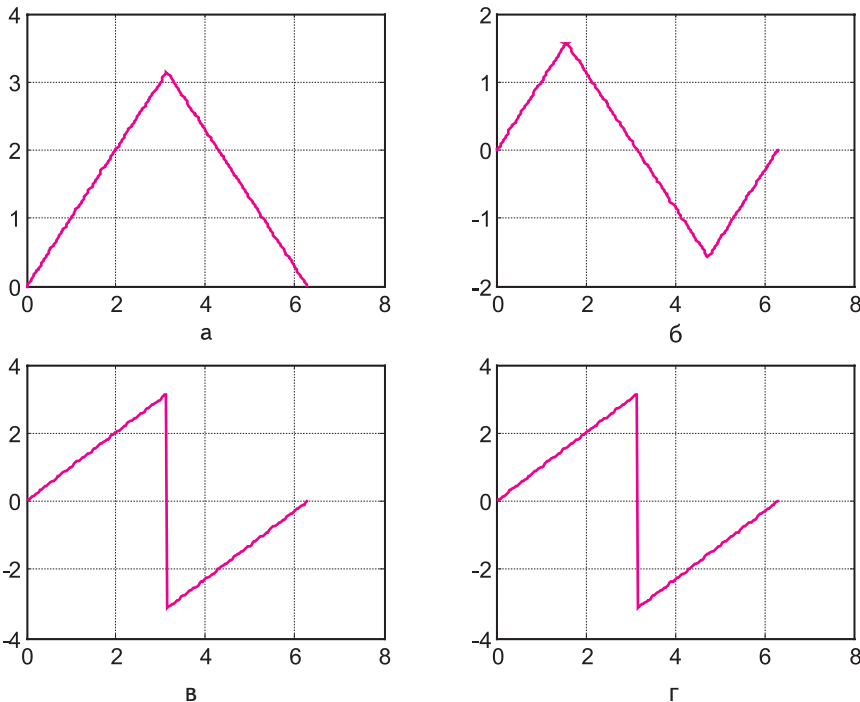


Рис. 1.47. Результат вычисления: а - по формуле (1.81), б - по формуле (1.82), в - по формуле (1.83), г - значение по формуле (1.81), а знак по формуле (1.83)

После того как определена истинная аномалия с применением выражения (1.79), вычисляется эксцентриская аномалия

$$E = \arccos\left(\frac{\cos v + \varepsilon}{1 + \varepsilon \cdot \cos v}\right), \quad (1.84)$$

с учетом которой рассчитывается полярный радиус r по формуле (1.78).

Преобразование координат. Для определения ориентации навигационного спутника относительно земного экватора используются три угловых элемента: i , Ω , ω (рис. 1.48).

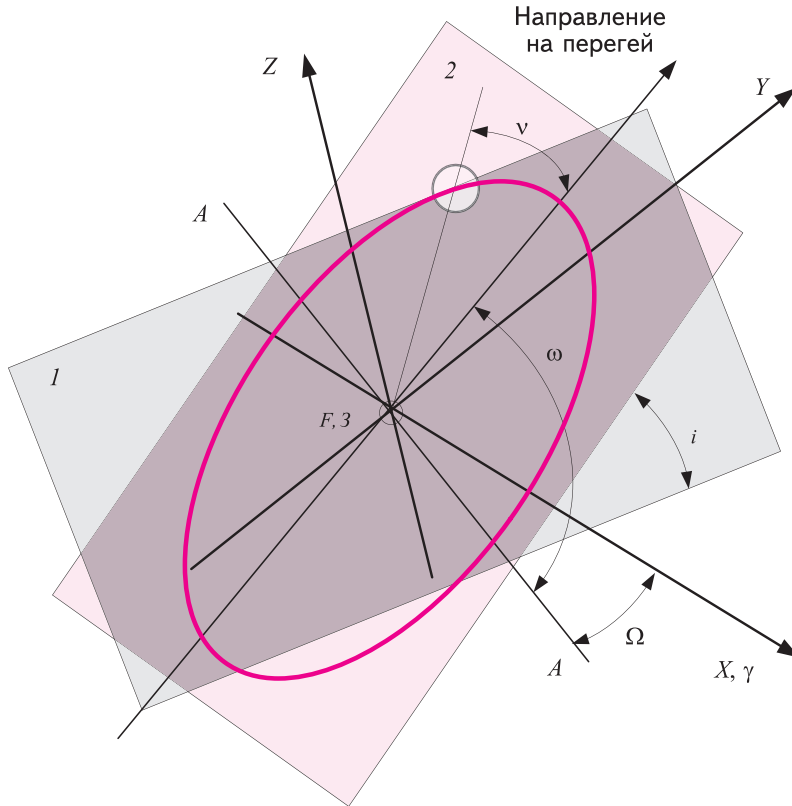


Рис. 1.48. Ориентация плоскости земного экватора (1) и навигационного спутника Sv (2)

На рис. 1.48 изображены плоскости земного экватора (1) и орбиты навигационного спутника (2), пересекающиеся по линии апсид «AA». Ось Z направлена по нормали к плоскости 1, и ее начало «F, Z» совмещено с фокусом эллиптической орбиты спутника и центром масс Земли, ось «X, γ » лежит в плоскости 1 и направлена в точку весеннего равноденствия, ось Y дополняет систему до правой. Двугранный угол i между плоскостями 1,2 отсчитывается от плоскости 1 и называется наклонением орбиты. Угол Ω между осью «X, γ » и линией апсид «AA» называется долготой восходящего узла орбиты спутника. Угол ω между направлениями на точку восходящего узла и перигея называется аргументом перигея.

Процедура преобразования координат навигационного спутника из орбитальной плоскости (рис. 1.45) в систему координат рис. 1.48 выполняется путем последовательного вращения преобразуемой системы вокруг соответствующих осей. Рассмотрим рис. 1.49 и преобразуем координаты навигационного спутника Sv из системы $X'Y'Z'$ в систему $X''Y''Z''$.

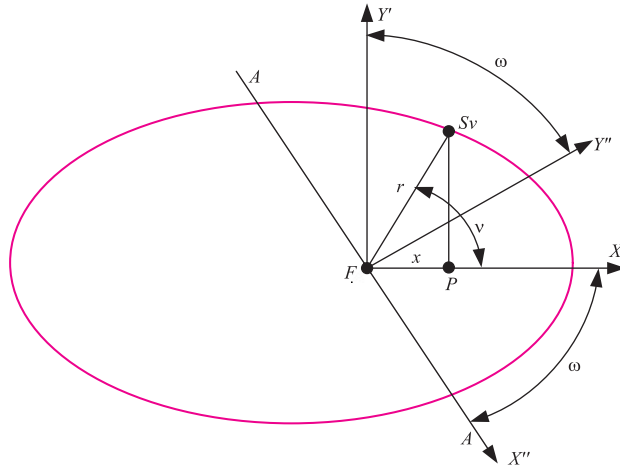


Рис. 1.49. Преобразование координат из $X'Y'Z'$ в $X''Y''Z''$ (оси Z', Z'' направлены на нас)

Из рис. 1.49 можно получить

$$\begin{aligned} x'' &= r \cdot \cos \nu \cdot \cos \omega - r \cdot \sin \nu \cdot \sin \omega, \\ y'' &= r \cdot \sin \nu \cdot \cos \omega + r \cdot \cos \nu \cdot \sin \omega, \\ z'' &= 0. \end{aligned} \tag{1.85}$$

В матричном виде преобразование (1.85) записывается

$$\begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} r \cdot \cos \nu \\ r \cdot \sin \nu \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cdot \cos \nu \cdot \cos \omega - r \cdot \sin \nu \cdot \sin \omega \\ r \cdot \sin \nu \cdot \cos \omega + r \cdot \cos \nu \cdot \sin \omega \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{1.86}$$

Отметим, что формулы для преобразования координат вращением имеют элементы матрицы в (1.86), расставленные в зависимости от того, вокруг какой оси и на какой угол выполняется поворот системы координат.

Пересчитаем координаты из системы $X''Y''Z''$ в $X'''Y'''Z'''$ (рис. 1.50).

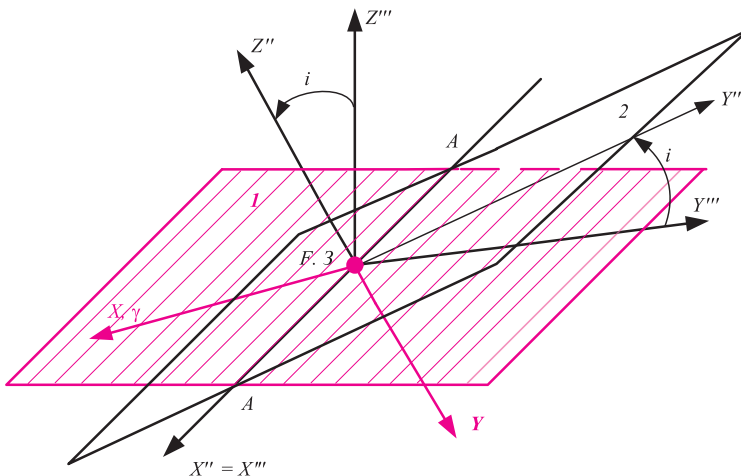


Рис. 1.50. Преобразование координат из $X''Y''Z''$ в $X'''Y'''Z'''$ (вращение вокруг линии апсид)

Формулы для данного преобразования

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} r \cdot \cos v \cdot \cos \omega - r \cdot \sin v \cdot \sin \omega \\ r \cdot \sin v \cdot \cos \omega + r \cdot \cos v \cdot \sin \omega \\ 0 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} r \cdot \cos v \cdot \cos \omega - r \cdot \sin v \cdot \sin \omega \\ r \cdot \sin v \cdot \cos \omega \cdot \cos i + r \cdot \cos v \cdot \sin \omega \cdot \cos i \\ r \cdot \sin v \cdot \cos \omega \cdot \sin i + r \cdot \cos v \cdot \sin \omega \cdot \sin i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cdot \cos \Phi \\ r \cdot \cos i \cdot \sin \Phi \\ r \cdot \sin i \cdot \sin \Phi \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (1.87)$$

где $\Phi = \omega + v$.

Преобразуем координаты из системы $X'''Y'''Z'''$ в XYZ (рис. 1.51).

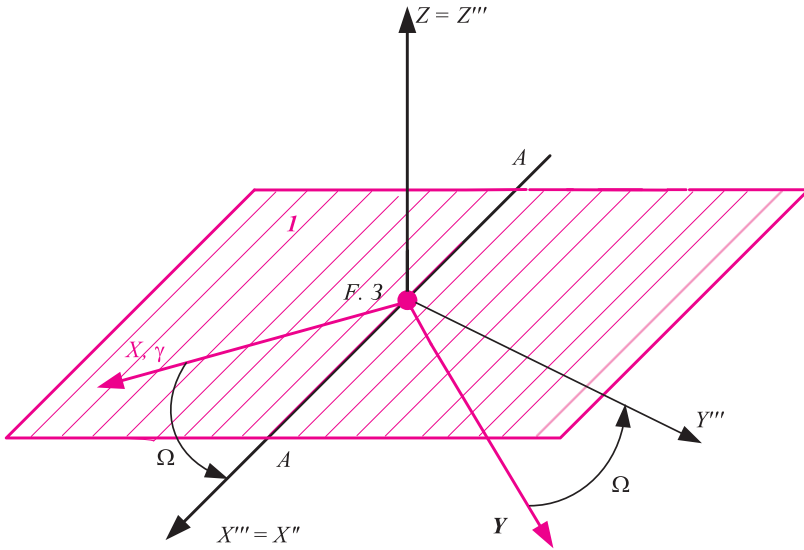


Рис. 1.51. Преобразование координат из $X'''Y'''Z'''$ в XYZ (вращение вокруг оси Z)

Процедура преобразования

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cdot x''' - \sin \Omega \cdot y''' \\ \sin \Omega \cdot x''' + \cos \Omega \cdot y''' \\ z''' \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} r \cdot \cos \Omega \cdot \cos \Phi - r \cdot \sin \Omega \cdot \cos i \cdot \sin \Phi \\ r \cdot \sin \Omega \cdot \cos \Phi + r \cdot \cos \Omega \cdot \cos i \cdot \sin \Phi \\ r \cdot \sin i \cdot \sin \Phi \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (1.88)$$

Таким образом, по формуле (1.88) координаты навигационного спутника могут быть рассчитаны через орбитальные элементы v, i, Ω, ω . Полученные координаты навигационного спутника отражают его положение в неподвижной системе координат. Для перехода в систему координат, вращающуюся вместе с Землей вокруг оси Z , необходимо выполнить преобразование вращения, по выражению, аналогичному (1.87), заменив угол вращения согласно рис. 1.52.

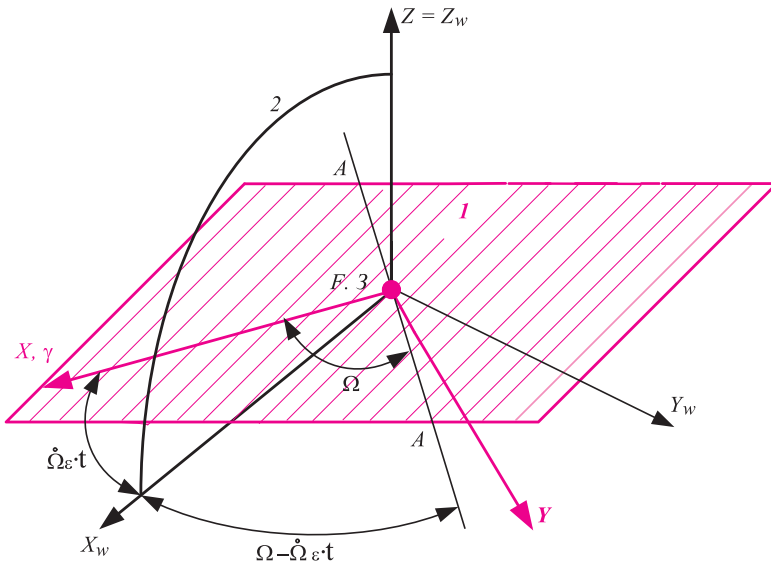


Рис. 1.52. Процедура преобразования координат из системы $ZX\gamma Y$ в систему $X_w Y_w Z_w$

Формула для преобразования имеет вид:

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega - \dot{\Omega}_e \cdot t) & -\sin(\Omega - \dot{\Omega}_e \cdot t) & 0 \\ \sin(\Omega - \dot{\Omega}_e \cdot t) & \cos(\Omega - \dot{\Omega}_e \cdot t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad (1.89)$$

где вектор $[x \ y \ z]^T$ берется из выражения (1.88).

В приведенных выше соотношениях обозначения всех угловых величин соответствуют обозначениям, приведенным в *ICD-GPS-200C*, $\dot{\Omega}_e$ - скорость вращения Земли, t - параметр времени, величина которого получена при условии, что на оси $X\gamma$ время равно нулю. Строгий расчет времени для *GPS* приводится в соответствующем разделе.

1.4.4 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 [23, 37, 56]:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} X(t) &= V_x, & \frac{d}{dt} Y(t) &= V_y, & \frac{d}{dt} Z(t) &= V_z; \\ \frac{d^2}{dt^2} X(t) &= \frac{-X(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A1; \\ \frac{d^2}{dt^2} Y(t) &= \frac{-Y(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A2; \\ \frac{d^2}{dt^2} Z(t) &= \frac{-Z(t) \cdot 398600,44}{(X(t)^2 + Y(t)^2 + Z(t)^2)^{\frac{3}{2}}} + A3, \end{aligned} \quad (1.90)$$

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 [24] 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:

$$\begin{aligned} x &= 9795803.22265; y = -7174949.70703; z = 22480344.23828; \\ v_x &= 2773.857116; v_y = 1295.602798; v_z = -814.5313262. \end{aligned} \quad (1.91)$$

В (1.91) x, y, z - координаты, имеют размерность m ; V_x, V_y, V_z - скорости, $m/сек$ 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

$$T_d = \frac{jd - 2451545.0}{36525}, \quad (1.92)$$

где jd есть номер юлианского дня даты задания эфемерид ГЛОНАСС, рассчитывается по (1.38);

2) истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид [24], обозначенную в данном примере через S_0^h . Величина S_0^h вычисляется по приближенной (без учета нутации в данном примере) формуле, следующей из (1.41):

$$S_0^h \cong \left[6 + \left(\frac{41}{60} \right) + \left(\frac{50.54841}{3600} \right) + \left(\frac{8640184.812866}{3600} \right) \cdot T_d + \right. \\ \left. + \left(\frac{0.093104}{3600} \right) \cdot T_d^2 - \left(\frac{6.2}{3600} \right) \cdot 10^{-6} \cdot T_d^3 \right]. \quad (1.93)$$

Размерность звездного времени дается 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/сек - скорость вращения земли; $t_0 =$ (минус)3 часа; 3600 - коэффициент перевода часов в секунды.

Для решения системы дифференциальных уравнений (1.90) задаются начальные условия и выполняется пересчет координат и скоростей из системы ПЗ-90 в геоцентрическую инерциальную (неподвижную) по формулам (1.10, 1.11).

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

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

$$Z = z;$$

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

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

$$V_z = v_z.$$

Система уравнений (1.90) 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-Кутта, приведенные в [39, 40];

t_0 , Δt , 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 (1.10, 1.11)

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

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

$$z = Z;$$

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

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

$$v_z = V_z,$$

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

Программа, иллюстрирующая расчет по приведенному демонстрационному алгоритму, дается в разделе 6. Результаты выполнения программы изображены на рис. 1.53. Программа, реализующая алгоритм размножения эфемерид ГЛОНАСС, полностью соответствующий интерфейсному контрольному документу, написанная на языке *СI* [129], опубликована нами в книге [15] и частично приведена в разделе 6 в среде *MatLab*.

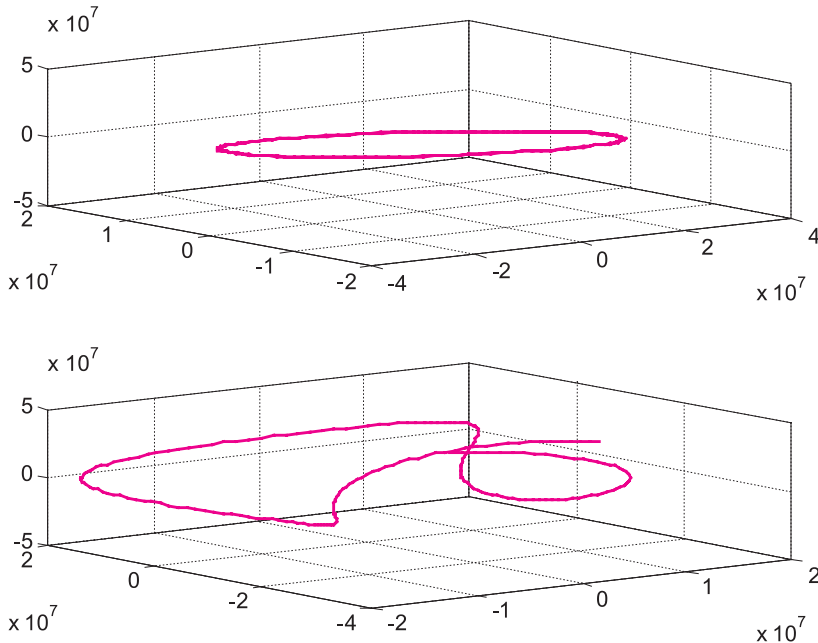


Рис. 1.53. Расчетные орбиты спутника ГЛОНАСС

Для навигационных спутников *GPS* и *GALILEO* процедуры размножения эфемерид выполняются не через решение дифференциальных уравнений, а с помощью алгоритма, приведенного в интерфейсном контрольном документе [233, 234]. Этот алгоритм рассмотрен в разделе 4 и в программном виде в разделе 6.

Некоторые результаты, дающие представление об орбитах спутников, рассчитанным по данным альманаха, изображены на рис. 1.54 и 1.55. Расчеты выполнены по алгоритмам раздела 4 и программам раздела 6.

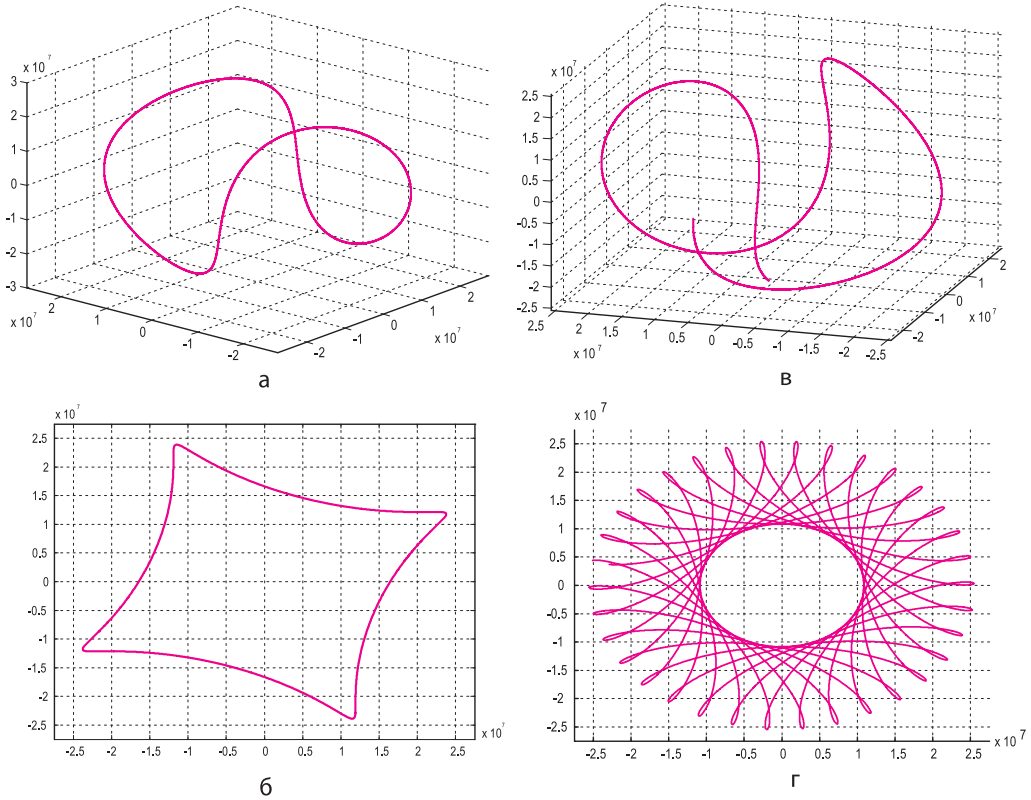


Рис. 1.54. Орбиты спутников *GPS* - а, б и ГЛОНАСС - в, г

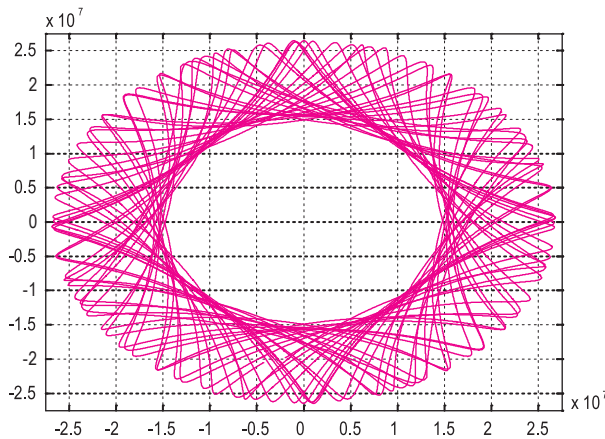


Рис. 1.55. Проекция орбит 28 спутников *GPS* на плоскость земного экватора за 24 часа

На рис. 1.54а 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 то же время. На рис. 1.54б изображена проекция орбиты спутника *GPS* на плоскость земного экватора за 8 суток. Для спутника ГЛОНАСС вид орбиты отличается от орбиты спутника *GPS* рис. 1.54в. Период обращения спутника ГЛОНАСС - 11 часов 15 минут, среднее наклонение орбиты - 64.8 градуса. Для наблюдателя, находящегося на Земле, в одну и ту же точку спутник ГЛОНАСС возвращается только через 7 суток 23 часа 27 минут 28 секунд. На рис. 1.54в орбита спутника ГЛОНАСС, рассчитанная за 24 часа, видно, что орбита не замыкается. На рис. 1.54г изображена проекция орбиты спутника ГЛОНАСС на плоскость земного экватора за время несколько меньшее 8 суток, стрелкой показана проекция области старта и финиша спутника ГЛОНАСС. На рис. 1.55 изображены проекции орбит 28 спутников *GPS* на плоскость земного экватора за 24 часа.

Формат данных альманаха *Yuma* для одного навигационного спутника представлен в табл. 1.25. Для каждого спутника структура данных повторяется в виде, показанном в левой графе табл. 1.25.

Таблица 1.25. 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
Time of Applicability(s): 503808.0000	Время задания альманаха спутника с начала недели (с)
Orbital Inclination(rad): 9.676626447E-001	Угол наклонения 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 орбиты спутника 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

Сопоставляя проекции орбит 28 спутников *GPS* на плоскость земного экватора за 24 часа (см. рис. 1.55) и ГЛОНАСС за 8 суток (см. рис. 1.54г), можно видеть существенное преимущество спутников ГЛОНАСС перед *GPS* по охвату земной поверхности.



ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИГНАЛЫ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

2.1 Информационные сигналы

- 2.1.1 Вводные замечания
- 2.1.2 Формирование шумоподобных сигналов
- 2.1.3 Интерфейсы ГЛОНАСС и *GPS*
- 2.1.4 Формирование информационного сигнала в ГЛОНАСС
- 2.1.5 Формирование информационного сигнала в *GPS*

2.2 Формат и содержания навигационных данных

- 2.2.1 Данные ГЛОНАСС
- 2.2.2 Данные *GPS*
- 2.2.3 Навигационные данные космического функционального дополнения *SBAS*

2.3 Данные дифференциальных станций

- 2.3.1 Данные авиационных контрольно-корректирующих станций
- 2.3.2 Навигационные данные дифференциальной *GNSS*

2.4 Стандартные сообщения

- 2.4.1 Формат *NMEA*

2.1 Информационные сигналы

2.1.1 Вводные замечания

Процесс формирования, передачи и приема информации в СРНС может быть представлен следующей блок-схемой рис. 2.1

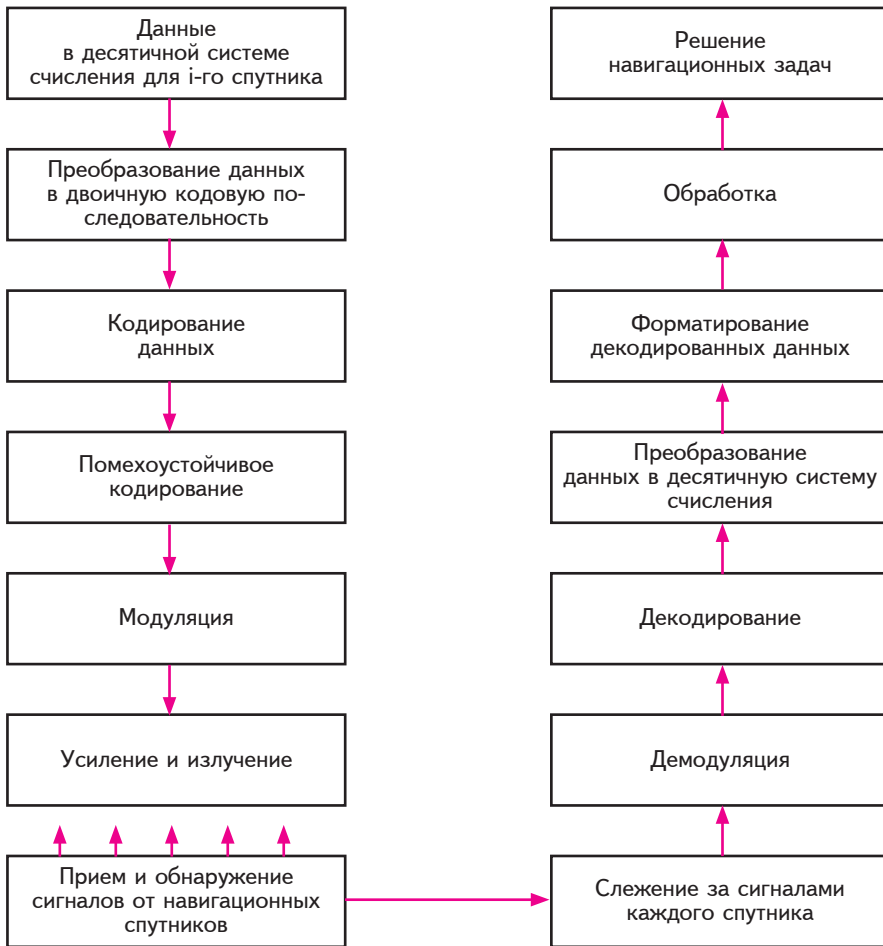


Рис. 2.1. Схема формирования, передачи и приема сигналов СРНС

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 электромагнитные 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, табл. 2.1).

Таблица 2.1. Представление числа в виде разрядов

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

Так, для десятичного числа $(12345)_{10}$ табл. 2.1 будет иметь вид:

Эквивалент 10	1×10^4	2×10^3	3×10^2	4×10^1	5×10^0
Символ системы счисления	1	2	3	4	5
Номер разряда	4, старший разряд <i>MSB</i>	3	2	1	0, младший разряд (<i>LSB</i>)

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

Двоичное число $(1\ 1\ 1\ 1\ 0\ 1\ 1)_2$ представляется 7 разрядами:

Эквивалент 2	1×2^6	1×2^5	1×2^4	1×2^3	0×2^2	1×2^1	1×2^0
Символ системы счисления	1	1	1	1	0	1	1
Номер разряда	6, старший разряд <i>MSB</i>	5	4	3	2	1	0, младший разряд (<i>LSB</i>)

В десятичной системе счисления

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

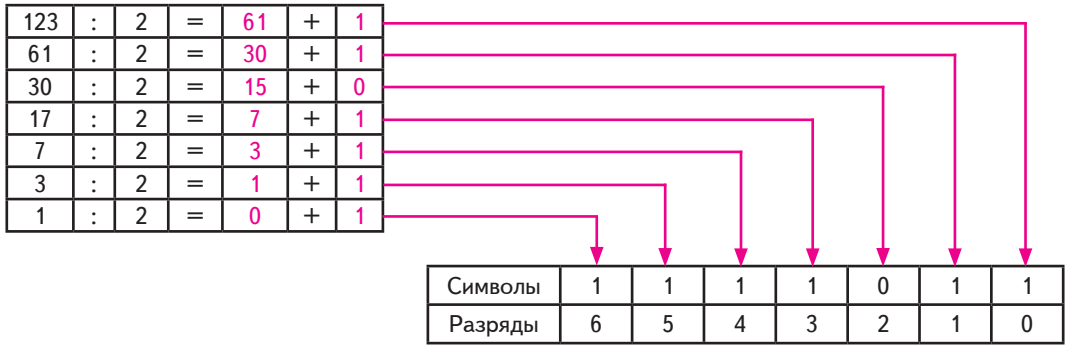
Соответствие между символами десятичной, двоичной и шестнадцатеричной системами дано в табл. 2.2.

Таблица 2.2. Соответствие между символами систем счисления

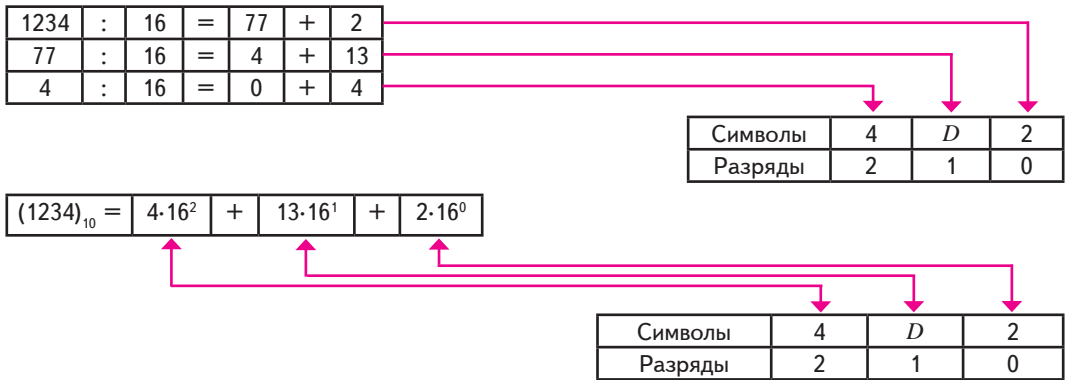
Символы десятичной системы счисления	Символы двоичной системы счисления	Символы шестнадцатеричной системы счисления
0	0000	0
1	0001	1
2	0010	2
3	0011	3
4	0100	4
5	0101	5
6	0110	6
7	0111	7
8	1000	8
9	1001	9
10	1010	A
11	1011	B
12	1100	C
13	1101	D
14	1110	E
15	1111	F

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 табл. 2.2 - 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, что символ шестнадцатеричной системы D соответствует значению 13 в графе десятичной системы табл. 2.2.

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

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

2.1.2 Формирование шумоподобных сигналов

Для получения высокой точности измерений, повышенной помехоустойчивости в спутниковых радионавигационных системах используют шумоподобные фазоманипулированные сигналы [3, 5, 104, 119, 120, 130, 150, 151].

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 M -последовательность [26].

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 [72, 97, 115, 134, 146].

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	21
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, третий 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, исключаются, поскольку в этом случае генерации нет.

В нашем примере количество состояний равно $2^4 - 1 = 15$ и максимальная M -последовательность имеет 15 символов, период ее равен 15, и через этот период последовательность повторяется. На рис. 2.2 приведены состояния регистров, M -последовательность (рис. 2.2,а - вертикальная линия), на рис. 2.2,б показаны два периода M -последовательности, рис. 2.2,в иллюстрирует четыре выборки длиной в 1 период, сдвинутые на несколько символов. Можно убедиться, что в любых двух выборках число совпадений на единицу меньше числа несовпадений.

Фазоманипулированные сигналы в спутниковых навигационных системах состоят из радиоимпульсов, начальные фазы которых принимают значения 0 или 1.

Между начальными фазами радиосигнала и значениями элементов кодовой после-

довательности вводится соответствие, например, начальной фазе радиосигнала, равной нулю, ставится в соответствие символ кодовой последовательности «1», а начальной фазе π (180°) - символ «-1».

A	B	C	D	РАЗРЯДЫ РЕГИСТРА				
1	1	1	1	Начальное состояние регистра				
0	1	1	1	СИМВОЛЫ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ	ТРИ ПЕРИОДА СИМВОЛОВ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ			
0	0	1	1			1 ПЕРИОД		
0	0	0	1				2 ПЕРИОД	
1	0	0	0					3 ПЕРИОД
0	1	0	0					
0	0	1	0					
1	0	0	1					
1	1	0	0					
0	1	1	0					
1	0	1	1					
1	1	0	1					
0	1	0	1					
1	0	1	0					
1	1	0	1					
1	1	1	0					
0	1	1	1					
0	0	1	1					
0	0	0	1					
1	0	0	0					
0	1	0	0					
0	0	1	0					
1	0	0	1					
1	1	0	0					
1	1	1	0					
0	1	1	1					
0	0	1	1					
0	0	0	1					
1	0	0	0					
0	0	1	0					
1	0	0	1					
1	1	0	0					
0	1	1	0					
1	0	1	1					
0	1	0	1					
1	0	1	0					
0	1	0	1					
1	1	1	0					
1	1	1	1					

а

1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---

б

1	1	0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0	1	1	Слева приведены выборки из 4-х периодов последовательности, сдвинутые на несколько символов
1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0	
0	0	0	1	0	0	1	1	0	1	0	1	1	1	1	
1	0	1	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	1	

в

Рис. 2.2. Последовательность максимальной длины

Пусть фазоманипулированный сигнал имеет вид:

$$U(t) = \cos(\omega t + \nu\pi). \quad (2.1)$$

На интервале времени, в течение которого передается символ информации, ν принимает значение 0 или 1.

Правую часть (2.1) можно разложить:

$$\cos(\omega t + \nu\pi) = \cos\omega t \cdot \cos\nu\pi - \sin\omega t \cdot \sin\nu\pi. \quad (2.2)$$

Если $\nu = 0$, то $\cos(\omega t + \nu\pi) = 1 \cdot \cos(\omega t)$, если $\nu = 1$, 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 «а» принимает значения «1» или «-1».

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

$$U(t) \cdot U_{\text{опор}}(t) = a \cdot \cos\omega t \cdot \cos(\omega t + \varphi_{\text{опор}}) = \frac{1}{2} a \cdot \cos(\omega t - \omega t - \varphi_{\text{опор}}) + \frac{1}{2} a \cdot \cos(2\omega t + \varphi_{\text{опор}}). \quad (2.3)$$

В выражении (2.3) второе слагаемое фильтруется, а оставшаяся часть запишется в виде:

$$a \cdot \cos(-\varphi_{\text{опор}}). \quad (2.4)$$

Если $\varphi_{\text{опор}}$ во время детектирования стабильна, то последовательность символов будет приниматься правильно, если же $\varphi_{\text{опор}}$ 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:

$$a_{\text{вых } i} = a_{\text{вх } i} \oplus a_{\text{вых } i-1}, \quad (2.5)$$

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

При приеме перекодировка выполняется по правилу:

$$b_i = a_{\text{вых } i-1} \oplus a_{\text{вх } i}, \quad (2.6)$$

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 $a_{\text{вх } 1}$, $a_{\text{вх } 2}$, $a_{\text{вх } 3}$, $a_{\text{вх } 4}$, $a_{\text{вх } 5}$; выходная - $a_{\text{вых } 1}$, $a_{\text{вых } 2}$, $a_{\text{вых } 3}$, $a_{\text{вых } 4}$, $a_{\text{вых } 5}$.

Алгоритм (2.5)

$$a_{\text{вых } 1} = a_{\text{вх } 1} \oplus a_{\text{вых } 0}$$

$$a_{\text{вых } 2} = a_{\text{вх } 2} \oplus a_{\text{вых } 1}$$

$$a_{\text{вых } 3} = a_{\text{вх } 3} \oplus a_{\text{вых } 2}$$

$$a_{\text{вых } 4} = a_{\text{вх } 4} \oplus a_{\text{вых } 3}$$

$$a_{\text{вых } 5} = a_{\text{вх } 5} \oplus a_{\text{вых } 4}$$

В числовом виде это выглядит так:

$$a_{\text{вх } 1} = 1; \quad a_{\text{вых } 1} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 2} = 1; \quad a_{\text{вых } 2} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вх } 3} = 1; \quad a_{\text{вых } 3} = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 4} = 0; \quad a_{\text{вых } 4} = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вх } 5} = 1; \quad a_{\text{вых } 5} = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вх.}} \rightarrow 1\ 1\ 1\ 0\ 1;$$

$$a_{\text{вых.}} \rightarrow 1\ 0\ 1\ 1\ 0.$$

Обратная процедура по алгоритму (2.6):

$$a_{\text{вых.}0} \oplus a_{\text{вых.}1} = b_1; b_1 = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вых.}1} \oplus a_{\text{вых.}2} = b_2; b_2 = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$a_{\text{вых.}2} \oplus a_{\text{вых.}3} = b_3; b_3 = 0 \oplus 1 = 1;$$

$$a_{\text{вых.}3} \oplus a_{\text{вых.}4} = b_4; b_4 = 1 \oplus 1 = 0;$$

$$a_{\text{вых.}4} \oplus a_{\text{вых.}5} = b_5; b_5 = 1 \oplus 0 = 1;$$

$$b = a_{\text{вх.}} = 1\ 1\ 1\ 0\ 1.$$

Алгоритм (2.5) реализуется сумматором по модулю 2 с обратной связью (рис. 2.3)

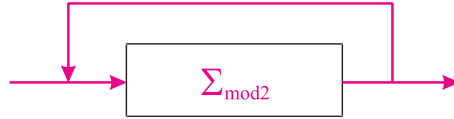


Рис. 2.3. Сумматор по модулю 2 с обратной связью

Алгоритм (2.6) реализуется сумматором по модулю 2 (рис. 2.4).

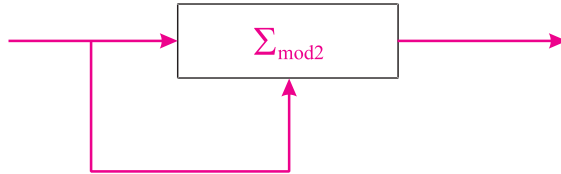


Рис. 2.4. Сумматор по модулю 2

Программы в среде *MatLab*, выполняющей алгоритмы (2.5, 2.6), приводятся в разделе 6.

На рис. 2.5 изображены схема и результат моделирования алгоритмов (2.5, 2.6) в среде *Simulink* [40, 41].

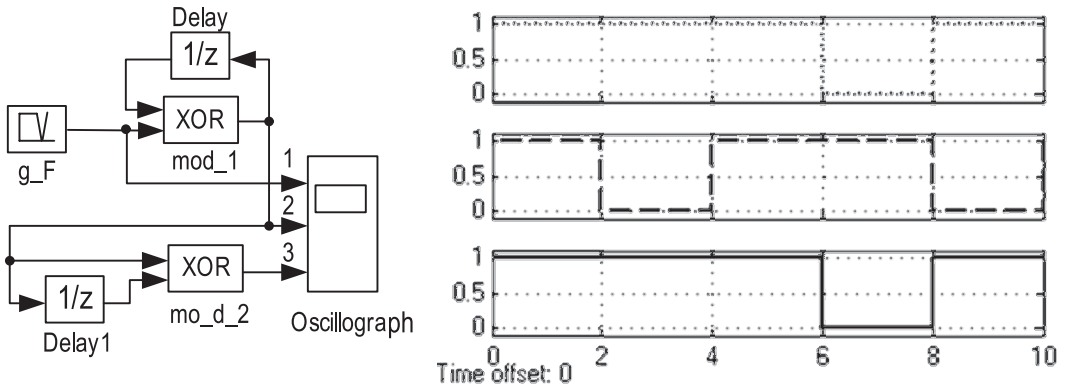


Рис. 2.5. Моделирование перекодировки последовательностей

Генератор g_F вырабатывает последовательность символов 1 1 1 0 1 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 1 0 1 1 0 (средний график). Эта же перекодированная последовательность поступает непосредственно на первый вход сумматора по модулю 2 (mo_d_2) и через блок задержки *Delay1* - на второй вход сумматора.

Восстановленная последовательность 1 1 1 0 1 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 символьной информации и меандра. На рис. 2.6 эта процедура воспроизведена средствами *Simulink@MatLab*. Последовательность символов с тактовой частотой F в двоичном коде 1 1 0 0 1 0 (рис. 2.6а) вырабатывается генератором g_F (рис. 2.6б), поступает на *oscillograh* и сумматор по модулю 2 (mod_2). Генератор g_{2F} формирует меандр с тактовой частотой $2F$ (символы 1 0 1 0 1 0 1 0 1), который подается на сумматор mod_2 и *oscillograh1*. Получившаяся в результате суммирования последовательность 0 1 0 1 1 0 1 0 0 1 изображена на рис. 2.6г. При декодировании полученная на выходе mod_2 последовательность символов суммируется по модулю 2 на mo_d2 . Результат суммирования показан на *oscillograh3* (рис. 2.6д). Как видим, исходная (рис. 2.6а) и восстановленная (рис. 2.6д) последовательности одинаковы.

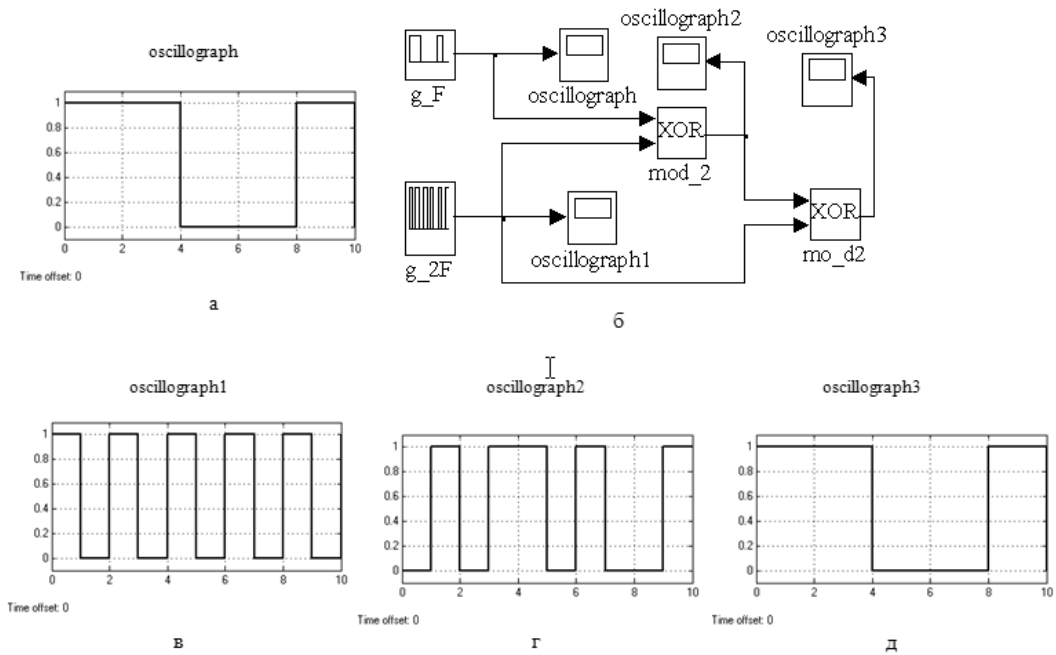


Рис. 2.6. Суммирование по модулю 2 символьной информации и меандра

2.1.3 Интерфейсы ГЛОНАСС и GPS

Интерфейс между подсистемой навигационных спутников ГЛОНАСС и аппаратурой потребителей состоит из радиолиний L -диапазона частот [25, 27]. Каждый спутник ГЛОНАСС передает навигационные радиосигналы в двух частотных поддиапазонах ($L1 \sim 1,6 \text{ ГГц}$ и $L2 \sim 1,2 \text{ ГГц}$).

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:

$$f_{K1} = f_{o1} + K\Delta f_1,$$

$$f_{K2} = f_{o2} + K\Delta f_2,$$

где:

K - номера несущих частот навигационных радиосигналов, излучаемых спутником в частотных поддиапазонах $L1$ и $L2$, соответственно;

$$f_{o1} = 1602 \text{ МГц}; \quad \Delta f_1 = 562,5 \text{ кГц, для поддиапазона } L1;$$

$$f_{o2} = 1246 \text{ МГц}; \quad \Delta f_2 = 437,5 \text{ кГц, для поддиапазона } L2.$$

Распределение номинальных значений несущих частот f_{K1} и f_{K2} по номерам K приведено в табл. 2.3.

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 компенсации 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 [25].

Таблица 2.3. 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 [171, 233, 234]. 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/сек. 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 антидезинформационный 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.

Псевдослучайная последовательность C/A кода применяется для идентификации номера навигационного спутника, является кодом Голда, имеет длительность 1 мсек, пере-

дается со скоростью 1023 Кбит/сек. 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 табл. 2.4.

Таблица 2.4. 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	$2 \oplus 6$	1	5	1	1440
2	2	$3 \oplus 7$	2	6	2	1620
3	3	$4 \oplus 8$	3	7	3	1710
4	4	$5 \oplus 9$	4	8	4	1744
5	5	$1 \oplus 9$	5	17	5	1133
6	6	$2 \oplus 10$	6	18	6	1455
7	7	$1 \oplus 8$	7	139	7	1131
8	8	$2 \oplus 9$	8	140	8	1454
9	9	$3 \oplus 10$	9	141	9	1626
10	10	$2 \oplus 3$	10	251	10	1504
11	11	$3 \oplus 4$	11	252	11	1642
12	12	$5 \oplus 6$	12	254	12	1750
13	13	$6 \oplus 7$	13	255	13	1764
14	14	$7 \oplus 8$	14	256	14	1772
15	15	$8 \oplus 9$	15	257	15	1775
16	16	$9 \oplus 10$	16	258	16	1776
17	17	$1 \oplus 4$	17	469	17	1156
18	18	$2 \oplus 5$	18	470	18	1467
19	19	$3 \oplus 6$	19	471	19	1633
20	20	$4 \oplus 7$	20	472	20	1715
21	21	$5 \oplus 8$	21	473	21	1746
22	22	$6 \oplus 9$	22	474	22	1763
23	23	$1 \oplus 3$	23	509	23	1063
24	24	$4 \oplus 6$	24	512	24	1706
25	25	$5 \oplus 7$	25	513	25	1743
26	26	$6 \oplus 8$	26	514	26	1761
27	27	$7 \oplus 9$	27	515	27	1770
28	28	$8 \oplus 10$	28	516	28	1774
29	29	$1 \oplus 6$	29	859	29	1127
30	30	$2 \oplus 7$	30	860	30	1453
31	31	$3 \oplus 8$	31	861	31	1625
32	32	$4 \oplus 9$	32	862	32	1712
***	33	$5 \oplus 10$	33	863	33	1745
***	34**	$4 \oplus 10$	34	950	34	1713
***	35	$1 \oplus 7$	35	947	35	1134
***	36	$2 \oplus 8$	36	948	36	1456
***	37**	$4 \oplus 10$	37	950	37	1713

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 $L1$ модулируются 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.

2.1.4 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 [23, 24, 26, 27].

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 сек. В первой части каждой строки в течение 1,7 сек передается информация навигационного сообщения. Во второй части каждой строки в течение 0,3 сек 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 мсек;
- последовательности меандра с длительностью символов 10 мсек.

Двоичный код метки времени представляет собой укороченную псевдослучайную двоичную последовательность метки времени (ПСПМВ) длиной 30 символов с длительностью символов 10 мсек, 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 мсек и скоростью передачи символов 511 кбит/сек.

Цифровая информация передается со скоростью 50 бит/сек.

Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных в системе ГЛОНАСС изображена на рис. 2.7.

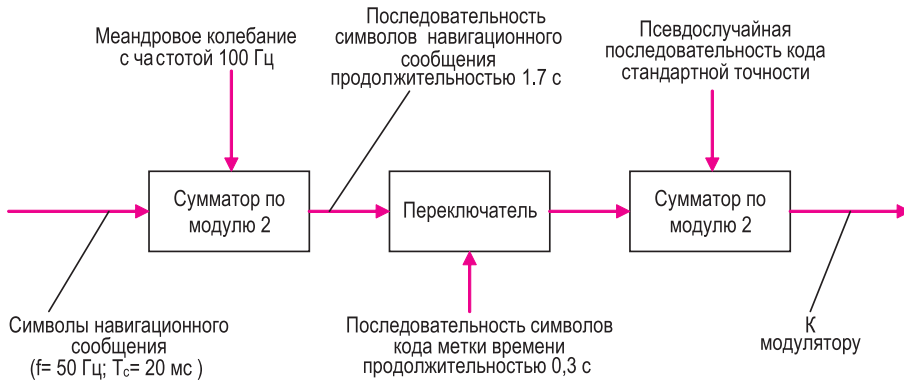


Рис. 2.7. Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных

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/сек;
- навигационного сообщения, передаваемого со скоростью 50 бит/сек;
- вспомогательного меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/сек.

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/сек;
- вспомогательного меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/сек.

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. 2.8.

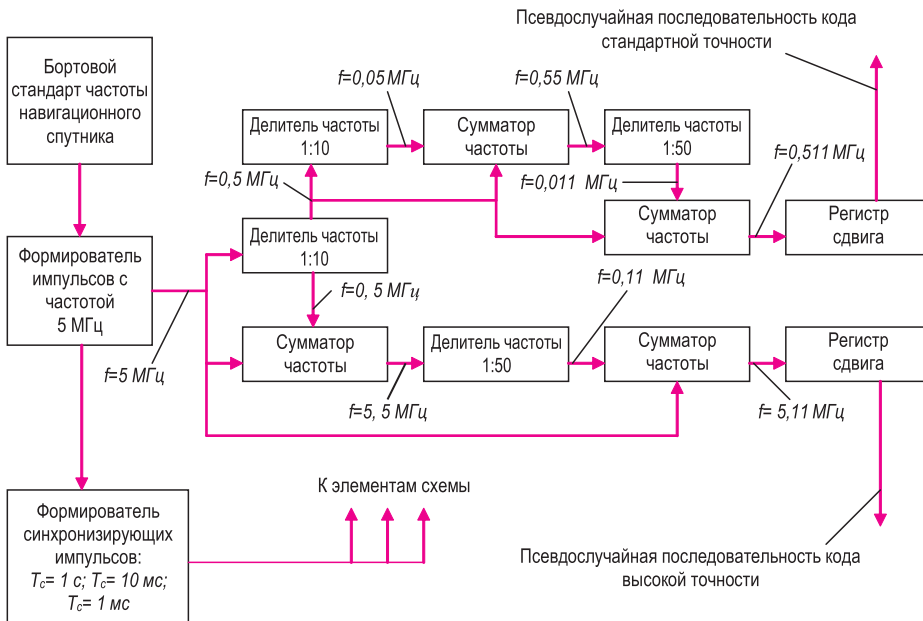


Рис. 2.8. Упрощенная структурная схема формирования дальномерного кода ПСПД и синхрои импульсов для навигационного радиосигнала

ПС-дальномерный код представляет собой M -последовательность максимальной длины с периодом повторения 1 мсек и скоростью передачи символов 511 кбит/сек.

ПС-дальномерный код снимается с 7-го разряда 9-разрядного регистра сдвига. Код начального состояния регистра сдвига соответствует наличию «1» во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПС-дальномерного кода является 1-й символ в группе 11111100, повторяющийся через 1 мсек. Образующий полином, соответствующий регистру сдвига, формирующему ПС дальномерный код, имеет следующий вид:

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

Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код, показана на рис. 2.9.

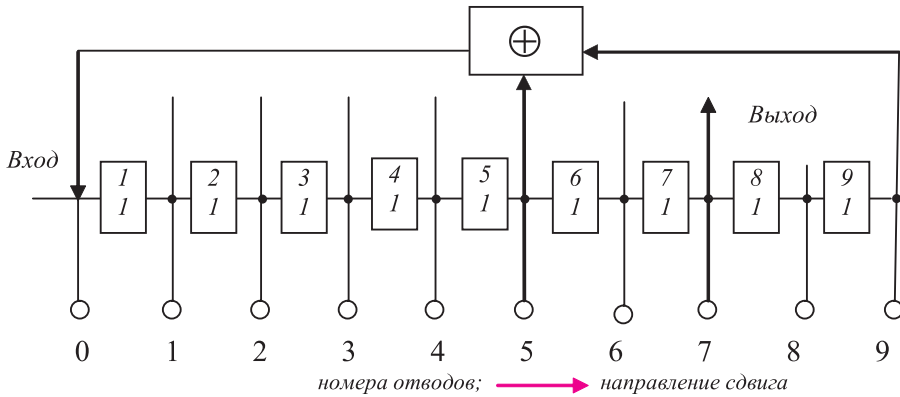


Рис. 2.9. Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код

Временные соотношения между синхрипульсами модулирующего навигационного сигнала и дальномерным кодом ПСПД даны на рис. 2.10.

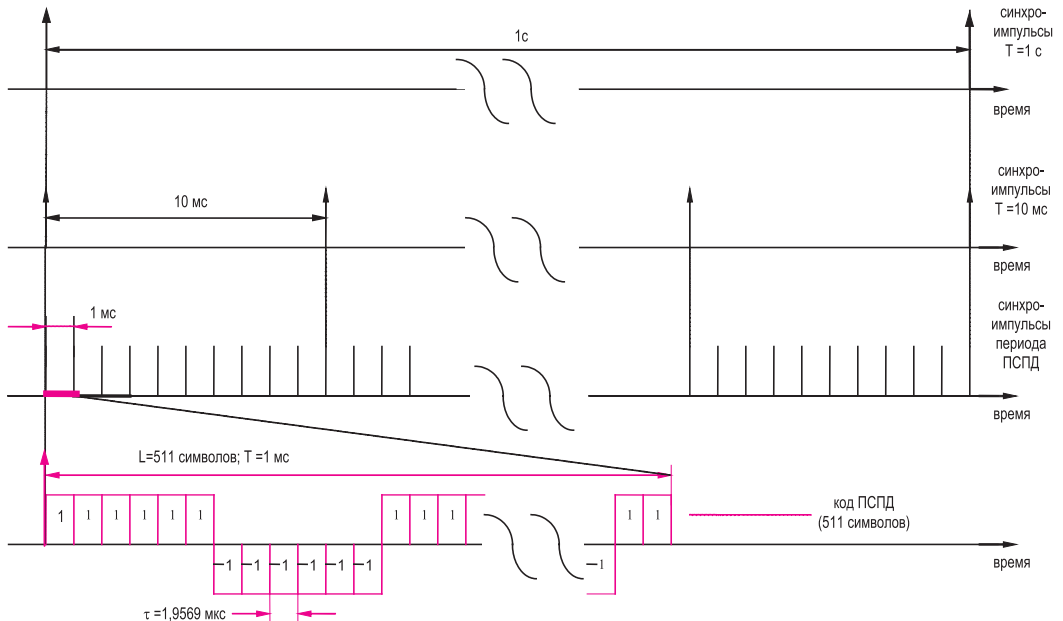


Рис. 2.10. Временные соотношения между импульсами

Формирование последовательности данных в процессоре спутника приведены на рис. 2.11.

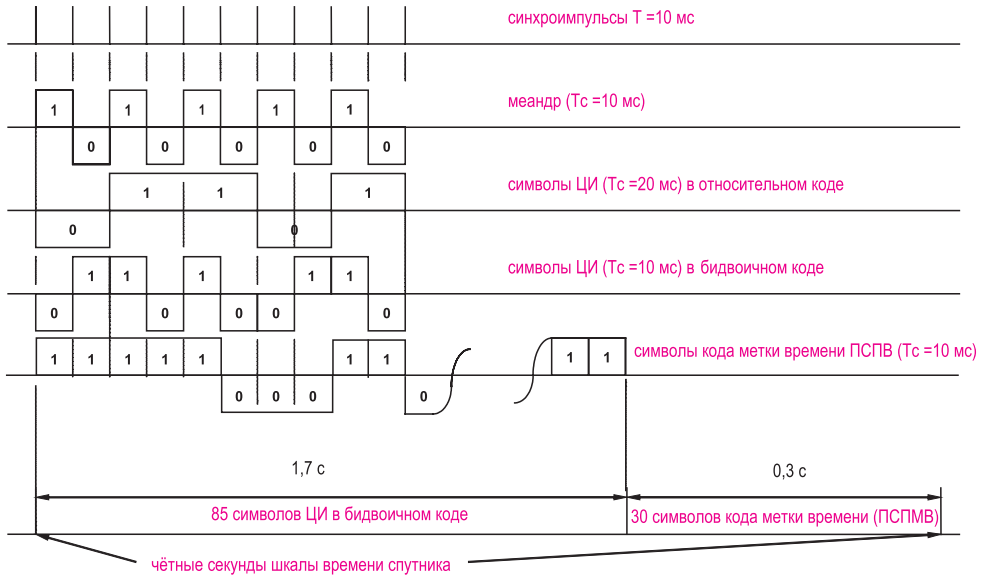


Рис. 2.11. Формирование последовательности данных в процессоре спутника

Программа, выполненная в среде *MatLab*, формирующая и обрабатывающая псевдослучайный код ГЛОНАСС приведена в разделе 6.

Некоторые результаты выполнения программы представлены на рис. 2.12, 2.13.

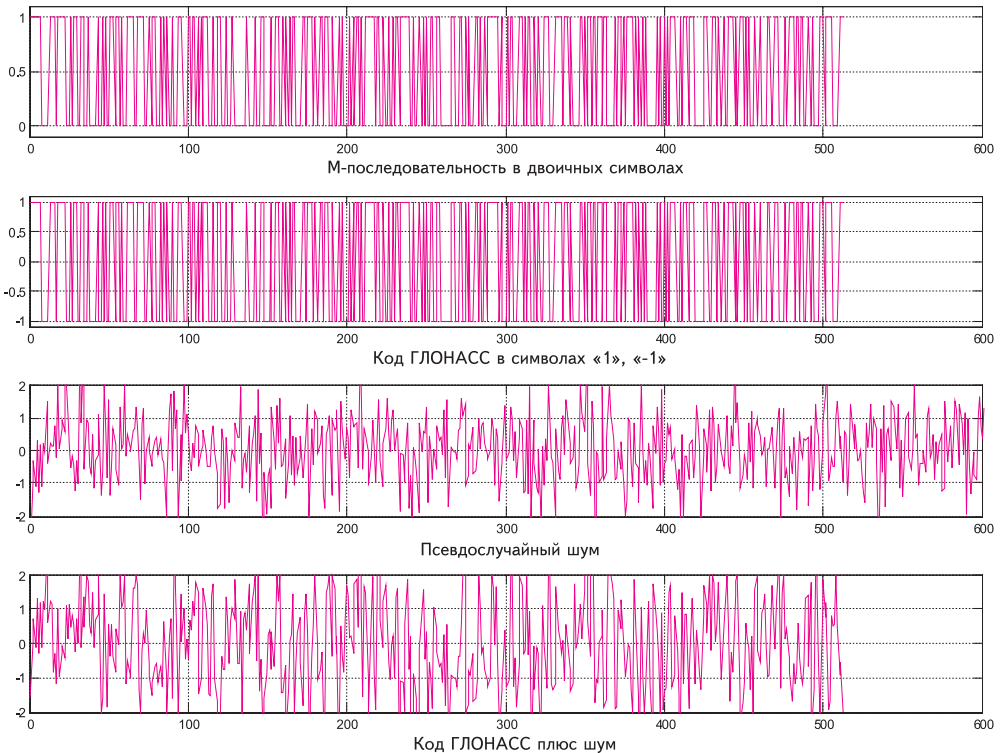


Рис. 2.12. Коды системы ГЛОНАСС и псевдослучайный шум

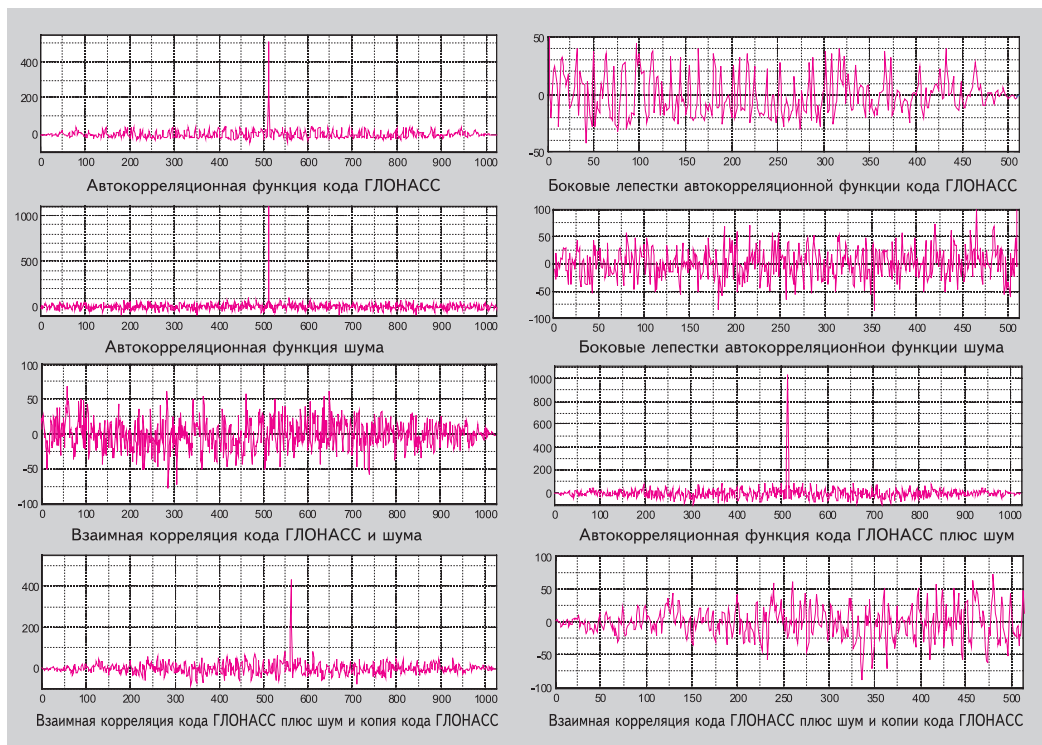


Рис. 2.13. Корреляционные характеристики кода ГЛОНАСС

Из приведенных результатов можно заключить, что псевдослучайный код ГЛОНАСС имеет хорошие корреляционные характеристики.

2.1.5 Формирование информационного сигнала в GPS

В информационном сигнале GPS квадратурные составляющие несущей частоты модулируются двумя псевдослучайными последовательностями [234, 265]. 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-х 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. 2.14.

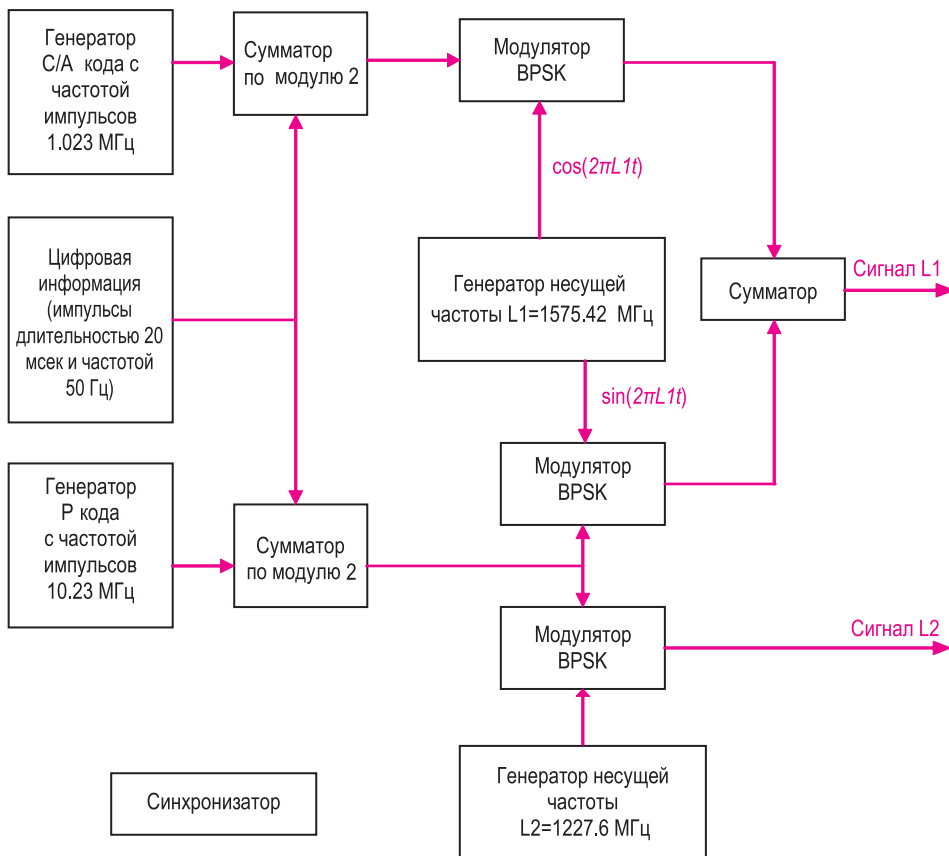


Рис. 2.14. Формирования радионавигационного сигнала спутника GPS

Последовательность $G1$ в генераторе C/A кода формируется посредством десятиразрядного регистра сдвига и сумматора по модулю 2 (рис. 2.15).

Образующий полином для последовательности $G1$ имеет вид:

$$G1 = 1 + x^3 + x^{10}.$$

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:

$$G2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}.$$

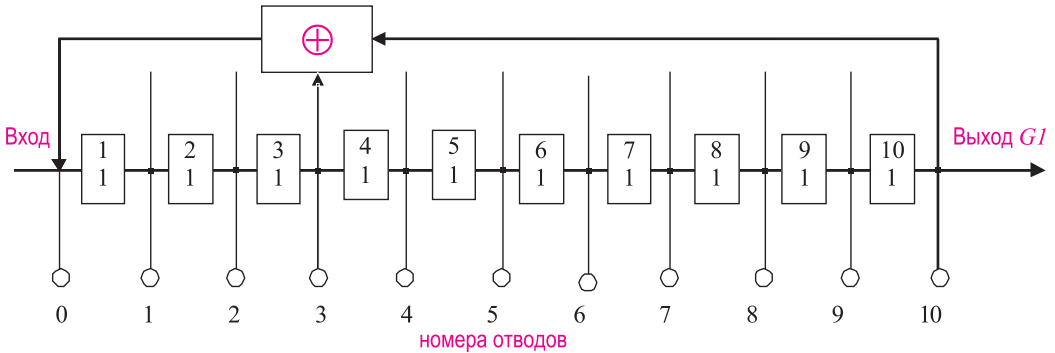


Рис. 2.15. Формирование последовательности $G1$

Схема формирования последовательности $G2$ изображена на рис. 2.16.

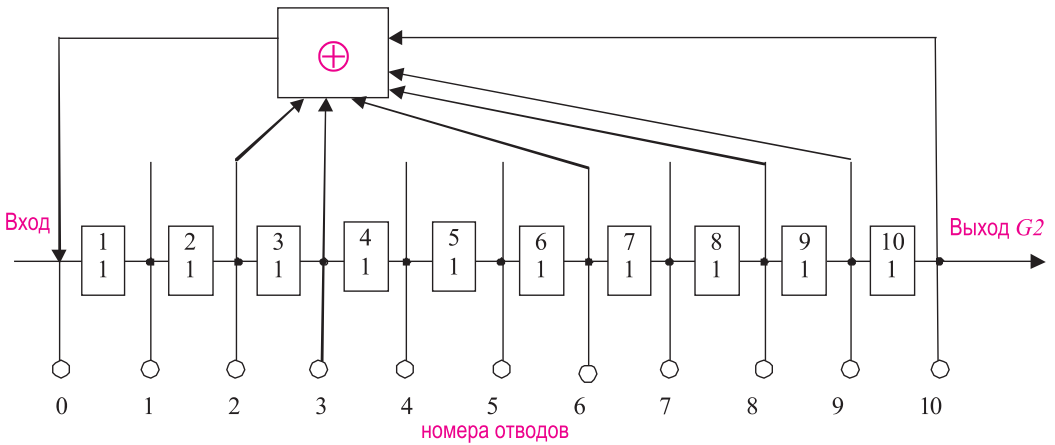


Рис. 2.16. Формирования последовательности $G2$

Последовательности $G2_i$ формируются посредством схемы рис. 2.17 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 табл. 2.4.

Упрощенная схема генератора *C/A* кода, учитывающая процедуры формирования псевдослучайных последовательностей *G1* и *G2*, изображена на рис. 2.17.

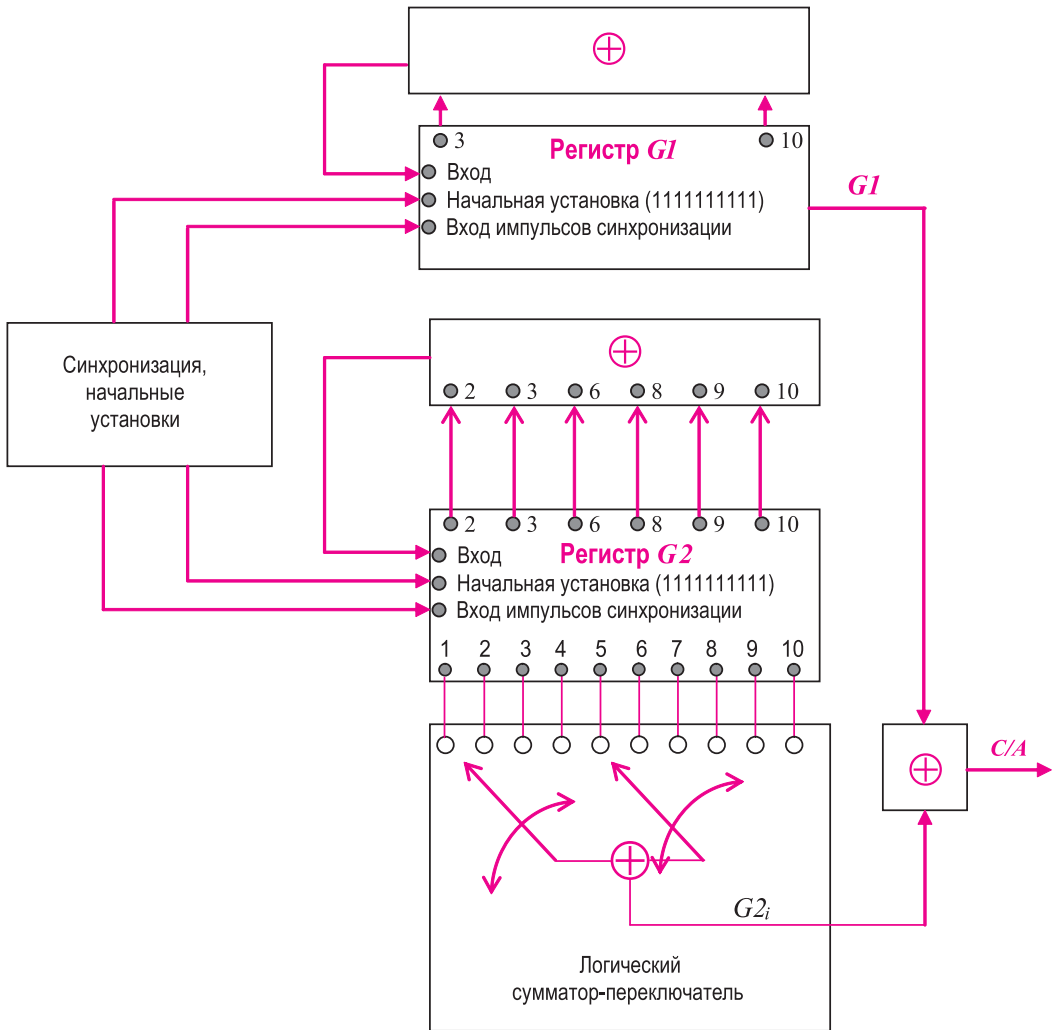


Рис. 2.17. Схема генератора *C/A* кода

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 $G2$, соответствующий табл. 2.4, 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 псевдослучайный код *C/A* i -го навигационного спутника. Далее кодом *C/A*, сложенным по модулю 2 с навигационными данными, модулируется несущая частота.

Программа, выполненная в среде *MatLab*, формирующая и обрабатывающая псевдослучайный коды *GPS*, приведена в разделе 6. Некоторые результаты выполнения программы изображены на рис. 2.18 - 2.20.

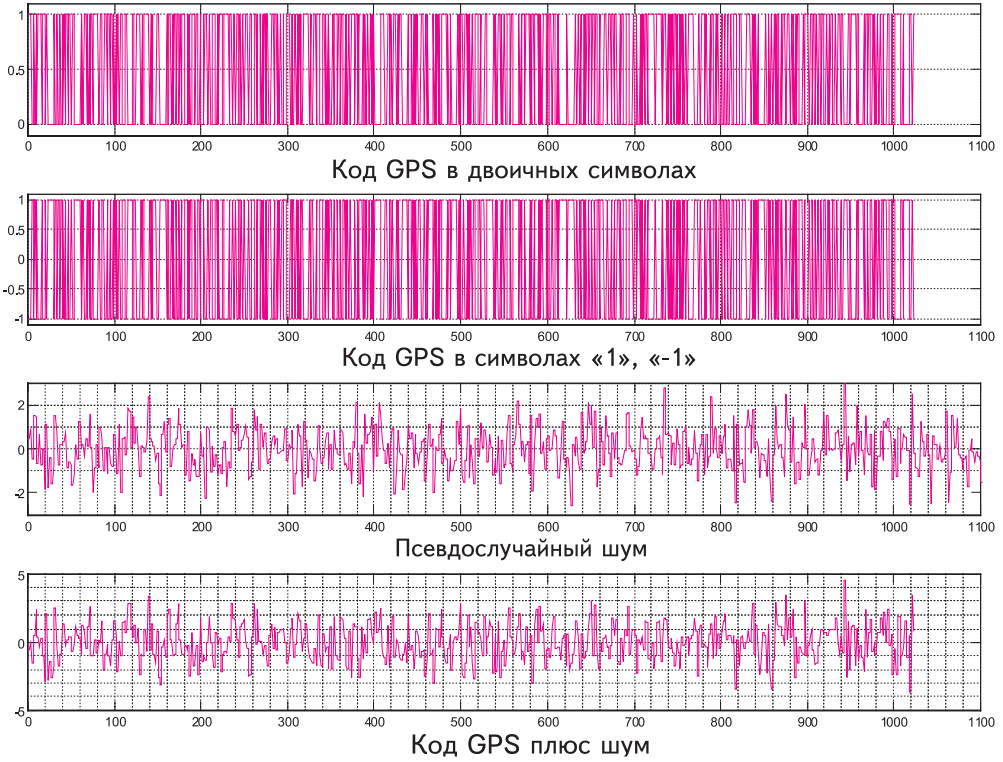


Рис. 2.18. Коды GPS и псевдслучайный шум

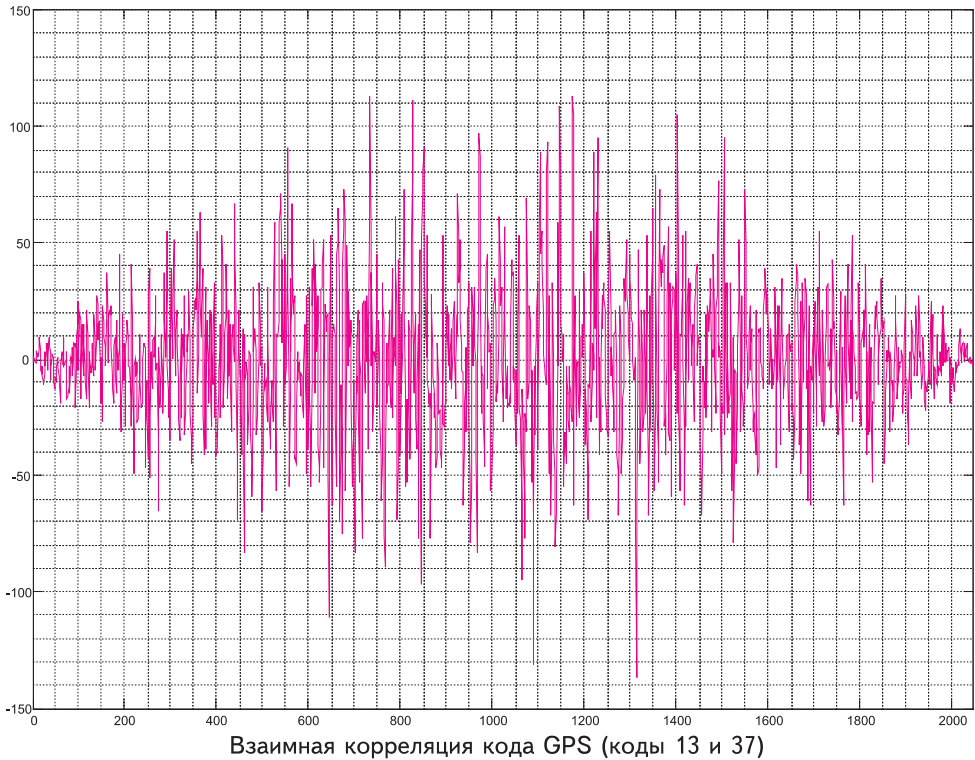


Рис. 2.19. Пример взаимной корреляции кодов GPS

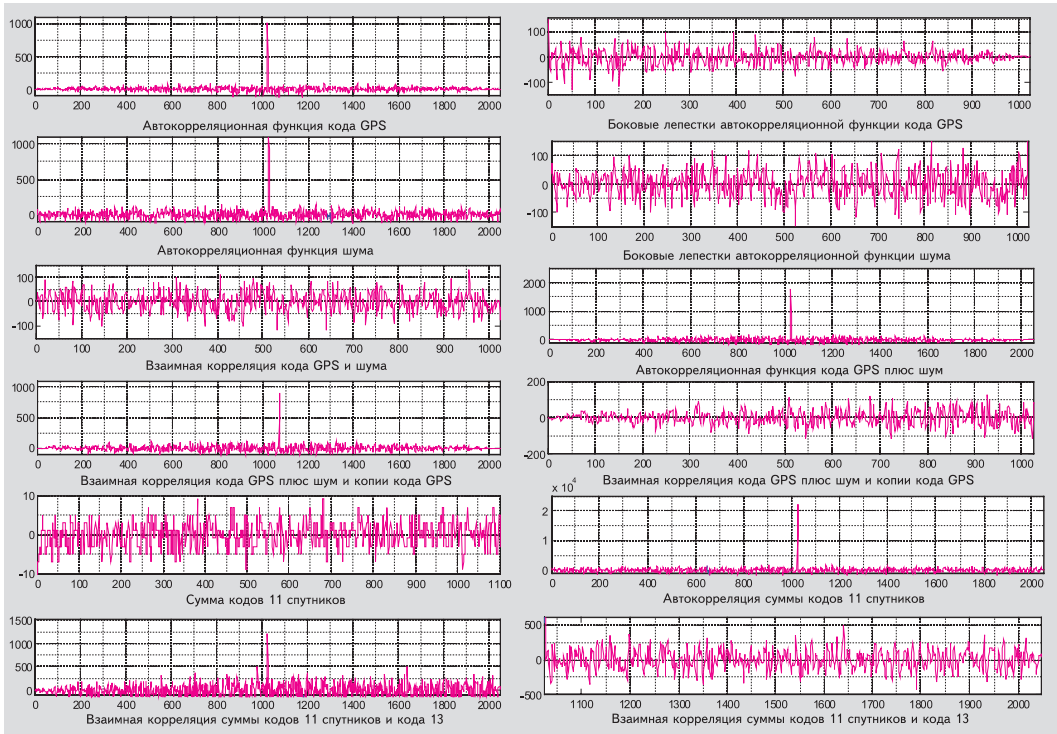


Рис. 2.20. Корреляционные характеристики кодов *GPS*

На рис. 2.18 изображены коды с номером 37 и уровень псевдслучайного шума. Кросс-корреляцию кодов *GPS* иллюстрирует рис. 2.19. Некоторые корреляционные свойства кодов *GPS* показаны на рис. 2.20.

Приведенные на рис. 2.18 - 2.20 данные соответствуют одному уровню значений сигналов.

2.2 Формат и содержания навигационных данных

2.2.1 Данные ГЛОНАСС

Передаваемые в радиосигналах навигационные сообщения ГЛОНАСС предназначены для проведения потребителями навигационных определений, привязки к точному времени и планирования сеансов навигации [23, 24, 26, 27].

Содержание 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 системного 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 системного времени ГЛОНАСС (альманах фаз);
- параметры орбит всех навигационных спутников (альманах орбит);
- сдвиг шкалы системного времени ГЛОНАСС относительно $UTC(SU)$.

В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманах) для всех 24 навигационных спутников ГЛОНАСС.

Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации, закодированной по коду Хемминга и преобразованной в относительный код. Структурно поток цифровой информации формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров.

Суперкадр имеет длительность 2,5 мин и состоит из 5 кадров длительностью 30 сек. Кадр состоит из 15 строк длительностью 2 сек.

Границы строк, кадров и суперкадров различных навигационных спутников синхронизированы с погрешностью не более 2 мсек.

На рис. 2.21 приведена структура суперкадра с указанием номеров кадров в суперкадре и номеров строк в кадрах [24].

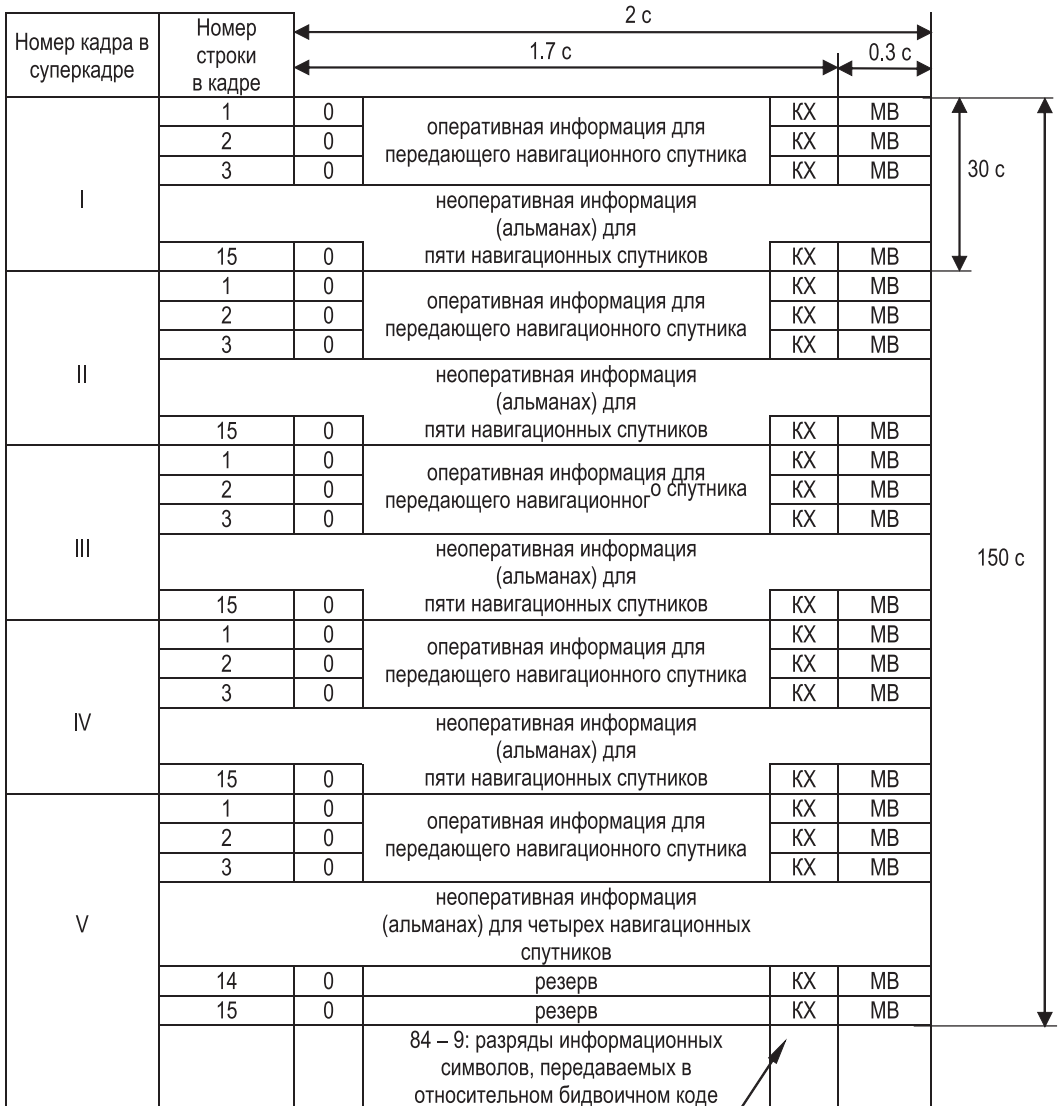
Структура кадра, состоящая из 15 строк, изображена на рис. 2.22 и рис. 2.23 [24].

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.

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. 2.24.

Каждая строка содержит двоичные символы цифровой информации (ЦИ) и метку времени. Длительность строки ЦИ равна 2 сек, из них 0,3 сек в конце строки занимает укороченная псевдослучайная последовательность метки времени (ПСПМВ), состоящая из 30-ти символов длительностью 10 мсек каждый. Оставшуюся часть строки (1,7 сек) занимает ЦИ с символьной частотой 50 Гц, сложенная по модулю два с меандром двойной символьной частоты 100 Гц (бидвоичный код).



8 – 1: разряды символов кода Хэмминга

Рис. 2.21. Структура суперкадра навигационного сообщения ГЛОНАСС

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 Хэмминга (KX), позволяющие производить проверку достоверности символов ЦИ в строке. Код Хэмминга имеет кодовое расстояние, равное четырем. Разделение строк ЦИ осуществляется с помощью меток времени (MB). 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».

1 ⁽⁴⁾	(2)	P1 ⁽²⁾	t_k ⁽¹²⁾		$x_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$x_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$x_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB			
2	B_n ⁽³⁾	P2 ⁽¹⁾	t_b ⁽⁷⁾	(5)	$y_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$y_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$y_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB			
3	P3 ⁽¹⁾	$\gamma_n(t_b)$ ⁽¹¹⁾	(1)	P ⁽²⁾	I_n ⁽¹⁾	$z_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$z_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$z_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB		
4	$\tau_n(t_b)$ ⁽²²⁾	$\Delta\tau_n$ ⁽⁵⁾	E_n ⁽⁵⁾	(14)	P4 ⁽¹⁾	F_T ⁽⁴⁾	(3)	N_T ⁽¹¹⁾	η ⁽⁵⁾	M ⁽²⁾	KX	MB
5	N^A ⁽¹¹⁾	τ_c ⁽³²⁾	(1)	N_4 ⁽⁵⁾	τ_{GPS} ⁽²²⁾			I_n ⁽¹⁾	KX	MB		
6	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
7	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
8	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
9	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
10	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
11	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
12	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
13	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
14	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
15	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			

Рис. 2.22. Структура навигационных кадров с 1-го по 4-й

1 ⁽⁴⁾	(2)	P1 ⁽²⁾	t_k ⁽¹²⁾		$x_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$x_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$x_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB			
2	B_n ⁽³⁾	P2 ⁽¹⁾	t_b ⁽⁷⁾	(5)	$y_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$y_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$y_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB			
3	P3 ⁽¹⁾	$\gamma_n(t_b)$ ⁽¹¹⁾	(1)	P ⁽²⁾	I_n ⁽¹⁾	$z_n(t_b)$ ⁽²⁴⁾	$z_n''(t_b)$ ⁽⁵⁾	$z_n(t_b)$ ⁽²⁷⁾	KX	MB		
4	$\tau_n(t_b)$ ⁽²²⁾	$\Delta\tau_n$ ⁽⁵⁾	E_n ⁽⁵⁾	(14)	P4 ⁽¹⁾	F_T ⁽⁴⁾	(3)	N_T ⁽¹¹⁾	η ⁽⁵⁾	M ⁽²⁾	KX	MB
5	N^A ⁽¹¹⁾	τ_c ⁽³²⁾	(1)	N_4 ⁽⁵⁾	τ_{GPS} ⁽²²⁾			I_n ⁽¹⁾	KX	MB		
6	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
7	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
8	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
9	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
10	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
11	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
12	C_n ⁽¹⁾	M_n^A ⁽²⁾	n^A ⁽⁵⁾	τ_n^A ⁽¹⁰⁾	λ_n^A ⁽²¹⁾	Δi_n^A ⁽¹⁸⁾		ε_n^A ⁽¹⁵⁾	KX	MB		
13	ω_n^A ⁽¹⁶⁾		t_{λ}^A ⁽²¹⁾	ΔT_n^A ⁽²²⁾	ΔT^A ⁽⁷⁾	H_n^A ⁽⁵⁾	I_n ⁽¹⁾	KX	MB			
14	B_1 ⁽¹¹⁾	B_2 ⁽¹⁰⁾		KP ⁽²⁾		(49)		KX	MB			
15	(64)						I_n ⁽¹⁾	KX	MB			

Рис. 2.23. Структура навигационных кадров (5-й кадр)

Длительности:				
строки - 2 сек				
последовательности 85...1 - 1.7 сек				метки времени 0.3 сек
85	84...81	80...9	8...1	1...30
Символ начала строки - всегда равен 0	Символы номера строки	Символы цифровой информации	Проверочные символы кода Хэмминга	Символы метки времени

Рис. 2.24. Структура информационной строки сигнала ГЛОНАСС

Структура строк 1...15 для 1...5 кадров и содержание передаваемой навигационной информации приведены на рис. 2.25 - 2.32 [23, 24].

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48	
0	m (4)	P3	$\gamma_n(t_k)$ (11) (65-76)	i_n	(2)	P	$\dot{z}_n(t_b) \dots (24)$ (41-64)	составляющие вектора скорости n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b																														
	номер строки в навигационном кадре		относительное отклонение прогнозируемого значения несущей частоты	признак режима работы навигационных спутников по ЦВИ	признак недостаточности кадра n -го навигационного спутника	составляющие вектора скорости n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b																																
47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
	$\dot{z}_n(t_b)$ (24) (41-64)	$Z_n(t_b)$ (5)	$Z_n(t_b)$ (27) (9-35)																																			
	составляющие вектора скорости n -го навигационного спутника на момент времени t_b	составляющие ускорения n -го навигационного спутника на момент времени t_b	координаты n -го навигационного спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b																																			
8	7	6	5	4	3	2	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30		
	Код Хэмминга																																					

Рис. 2.27. Структура 3-й строки для (1-4) кадров суперкадра

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48	
0	m (4)	сдвиг шкалы времени n -го спутника t_n относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c																				Δt_n (5)	E_n (5)															
	номер строки в навигационном кадре	сдвиг шкалы времени n -го спутника t_n относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c																				смещение изучаемого навигационного радиосигнала	«возраст» оперативной информации															
47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
	(14) (35-48)	P4	F_T (4)	(3)	N_T (11)	текущая дата																				n (5)	M (2)											
	резерв	признак смены состояния	фактор точности измерений	резерв	текущая дата																				номер навигационного спутника	модификация спутников												
8	7	6	5	4	3	2	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30		
	Код Хэмминга																																					

Рис. 2.28. Структура 4-й строки для (1-4) кадров суперкадра

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48
0																$\tau_c \dots (32)$																					
номер строки в навигационном кадре																$N^A (11)$																					
номер строки в навигационном кадре																поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дана на начало суток с номером N^A																					

47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
... $\tau_c (32)$																$\tau_{GPS} (22)$																						
поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дана на начало суток с номером N^A																номер четырехлетнего периода, первый год нулевого четырехлетия соответствует 1996 году																						
поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дана на начало суток с номером N^A																поправка на расхождение системных шкал времени GPS(T_{GPS}) и ГЛОНАСС ($T_{ГЛ}$) в соответствии со следующим выражением: $T_{GPS} - T_{ГЛ} \Delta T + \tau_{GPS}$																						

8	7	6	5	4	3	2	1	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Код Хэминга																																					
Метка времени																																					

Рис. 2.29. Структура 5-й строки для (1-4) кадров суперкадра

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48
0																$\tau_n^A (10)$																					
номер строки в кадре																$n^A (5)$																					
номер строки в кадре																условный номер спутника в системе																					
номер строки в кадре																признак модификации n -го спутника																					
номер строки в кадре																признак модификации n -го спутника																					
номер строки в кадре																грубое значение сдвига шкалы времени спутника с номером n^A относительно шкалы времени системы на момент времени t_{jn}^A																					
номер строки в кадре																долгота в системе координат ПЗ-90 первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																					

47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
... $\lambda_{n^A}^A (21)$																$\Delta I_{n^A}^A (18)$																						
долгота первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника № n^A																поправка к среднему значению наклона орбиты для спутника с номером n^A на момент t_{jn}^A (среднее значение наклона орбиты принято равным 65°)																						
долгота первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника № n^A																эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени t_{jn}^A																						

8	7	6	5	4	3	2	1	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Код Хэминга																																					
Метка времени																																					

Рис. 2.30. Структура 6, 8, 10, 12, 14-й строки для (1-4) кадра суперкадра, 6, 8, 10, 12 - строки для 5 кадра суперкадра

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48
0																t_{jn}^A (21) (44-64)																					
номер строки в кадре																аргумент перетяга орбиты спутника с номером n^A на момент времени t_{jn}^A (16)																					
номер строки в кадре																время прохождения первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																					

47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
t_{jn}^A (21) (44-64)																ΔT_n^A (22)																						
время прохождения первого внутри суток № N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени t_{jn}^A (среднее значение драконического периода обращения спутника принято равным 43200 сек)																						
время прохождения первого внутри суток № N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A																						
t_{jn}^A (21) (44-64)																ΔT_n^A (7)																						
время прохождения первого внутри суток № N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																№ несущей частоты навигационного радиосигнала, излучаемого спутником с номером n^A																						
t_{jn}^A (21) (44-64)																I_n																						

8	7	6	5	4	3	2	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Код Хэминга																Метка времени																				

Рис. 2.31. Структура 7, 9, 11, 13, 15 строки для (1- 4) кадров суперкадра, 7, 9, 11, 13 - строки для 5 кадра суперкадра

85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	58	57	56	55	54	53	52	51	50	49	48
0																B_2 (10)																					
номер строки в навигационном кадре																коэффициент для определения ΔUTI , равный величине расхождения всемирного и координированного времени на начало текущих суток																					
B_1 (11)																коэффициент для определения ΔUTI , равный величине расхождения всемирного и координированного времени на начало текущих суток																					
номер строки в навигационном кадре																поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени t_{jn}^A (среднее значение драконического периода обращения спутника принято равным 43200 сек)																					
номер строки в навигационном кадре																скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A																					
номер строки в навигационном кадре																время прохождения первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																					
номер строки в навигационном кадре																время прохождения первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A																					

47	46	45	44	43	42	41	40	39	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9
(49) (9-57)																резерв																						

8	7	6	5	4	3	2	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Код Хэминга																Метка времени																				

Рис. 2.32. Структура 14 строки для 5 кадра суперкадра

Приведем комментарий к словам оперативной информации навигационного сообщения системы ГЛОНАСС [23, 24].

Слово m - номер строки в навигационном кадре.

Слово t_k - 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 B_n - признак недостоверности 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 PI .

Слово P - признак режима работы навигационного спутника по частотно-временной информации (ЧВИ). 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 PI - признак смены оперативной информации; признак сообщает величину интервала времени между значениями t_b (мин) в данном и предыдущем кадрах, как показано в табл. 2.5.

Таблица 2.5. Значения слова PI

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

Слово $P2$ - признак нечетности (если состояние $P2$ равно «1») или четности (если состояние $P2$ равно «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.

Слово N_T - текущая дата, календарный номер суток внутри четырехлетнего интервала, начиная с високосного года.

Слово n - номер навигационного спутника, излучающего навигационный сигнал и соответствующий его рабочей точке.

Слово F_T - фактор точности измерений, характеризующий в виде эквивалентной ошибки ошибку набора данных, передаваемых в навигационном сообщении на момент времени t_b , как показано в табл. 2.6.

Таблица 2.6. 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} - аппаратурные 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.

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

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

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 ;

$f_{ин}$ - номинальное значение несущей частоты радиосигнала n -го спутника.

Слово $\tau_n(t_b)$ - сдвиг шкалы времени n -го спутника t_n относительно шкалы системного времени ГЛОНАСС t_c , равный смещению по фазе ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала n -го спутника относительно 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 достоверности кадра n -го навигационного спутника; значение признака, равное «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 $\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$ - 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 вектора 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 табл. 2.7.

Таблица 2.7. 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
$\ddot{x}_n(t_b)$	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
En	5	4	49...53
B_n	3	2	78...80
$P1$	2	1	77, 78
$P2$	1	2	77
$P3$	1	3	80
$P4$	1	4	34
$\Delta\tau_n$	5	4	54, 58
l_n	1	3,5,7,9,11,13,15	65 (3-я строка), 9 (5,7,9,11,13,15 строки)

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации навигационного сообщения даны в табл. 2.8.

Таблица 2.8. 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	сек
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}	$\pm 2^{-9}$	сек
$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)^{(2)}$	27	2^{-11}	$\pm 2,7 \times 10^4$	км
$\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)^{(2)}$	24	2^{-20}	$\pm 4,3$	км/сек
$\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)^{(2)}$	5	2^{-30}	$\pm 6,2 \times 10^{-9}$	км/сек 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. 2.6)		
$n^{(1)}$	5	1	0...31	безразмерная
$\Delta\tau_n^{(2)}$	5	2^{-30}	$\pm 13,97 \times 10^{-9}$	сек
E_n	5	1	0...31	сутки
$P1$	2	(см. табл. 2.5)		
$P2$	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

⁽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 [23, 24]. 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 табл. 2.9, 2.10.

Таблица 2.9. Размещение альманаха в кадре навигационного сообщения

Слово	Число разрядов	Номера строк в кадре ⁽¹⁾	Номера разрядов в строках
τ_c	32	5	38 -
N_d	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_{zn}^A	21	7, 9, 11, 13, 15	44 - 64
Δi_n^A	18	6, 8, 10, 12, 14	24 - 41
ΔT_n^A	22	7, 9, 11, 13, 15	22 - 43
$\Delta \dot{T}_n^A$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 - 21
ε_n^A	15	6, 8, 10, 12, 14	9 - 23
ω_n^A	16	7, 9, 11, 13, 15	65 - 80
M_n^A	2	6,8,10,12,14	78 - 79
$B1$	11	74	70 - 80
$B2$	10	74	60 - 69
KP	2	74	58 - 59
τ_n^A	10	6, 8, 10, 12, 14	63 - 72
C_n^A	1	6, 8, 10, 12, 14	80

⁽¹⁾ даны номера строк первых четырёх кадров суперкадра; в пятом кадре строки 14 и 15 не содержат параметров альманаха.

Таблица 2.10. 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 [23, 24].

Слово τ_c - поправка к шкале времени ГЛОНАСС относительно $UTC(SU)$. Поправка τ_c дается на начало суток с номером N^A ;

Слово N_d - номер четырехлетнего периода, первый год нулевого четырехлетия соответствует 1996 году.

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 .

Слово N^A - календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, к которому 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 65°).

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 сек - половине суток).

Слово $\Delta \dot{T}_n^A$ - скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A .

Слово ε_n^A - эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово ω_n^A - аргумент перигея орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово 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.

Слово $B2$ - коэффициент для определения $\Delta UT1$, равный величине суточного изменения расхождения $\Delta UT1$.

Слово KP - признак ожидаемой секундной коррекции шкалы UTC на величину ± 1 сек, как показано в табл. 2.11.

Таблица 2.11. 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 сек.
11	В конце текущего квартала будет коррекция на минус 1 сек.

Примечание:

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.

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 средне-квадратическими значениями погрешностей, зависящими от времени, прошедшего с момента передачи альманаха («возраста» данных), согласно табл. 2.12.

Таблица 2.12. Зависимость погрешности навигационных определений от «возраста» данных альманаха

«Возраст» данных альманаха	СКО погрешности определения	
	дальности (км)	радиальной скорости (м/сек)
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 табл. 2.13

Таблица 2.13. Значения слов альманаха ГЛОНАСС

Слово	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
$\tau_c^{(1)(2)(4)}$	28	2^{-27}	± 1	сек
$\tau_{GPS}^{(1)(2)}$	22	2^{-30}	$\pm 1,9 \times 10^{-3}$	сек
$N_4^{(1)}$	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
$\lambda_n^{A(2)}$	21	2^{-20}	± 1	полуцикл
t_{2n}^A	21	2^{-5}	0...44100	сек
$\Delta i_n^{A(2)}$	18	2^{-20}	$\pm 0,067$	полуцикл
$\Delta T_n^{A(2)}$	22	2^{-9}	$\pm 3,6 \times 10^3$	сек/виток
$\Delta \dot{T}_n^{A(2)}$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	сек/виток ²
ε_n^A	15	2^{-20}	0...0,03	безразмерная
$\omega_n^{A(2)}$	16	2^{-15}	± 1	полуцикл
$M_n^{A(1)}$	2	1	0,1	безразмерная
$B1^{(1)(2)}$	11	2^{-10}	$\pm 0,9$	сек
$B2^{(1)(2)}$	10	2^{-16}	$(-4,5...3,5) \times 10^{-3}$	сек/ССС
$KP^{(1)}$	2	1	0,1	безразмерная
$\tau_n^{A(2)}$	10	2^{-18}	$\pm 1,9 \times 10^{-3}$	сек
C_n^A	1	1	0...1	безразмерная

⁽¹⁾ данные слова планируется ввести в навигационные сообщения навигационных спутников ГЛОНАСС-М;

130 Информационные сигналы спутниковых радионавигационных систем

(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 табл. 2.14;

(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 2.14. 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 разбивки на кадры) и номеров разрядов в строке приведены в табл. 2.15.

Таблица 2.15. 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 цифровой информации представляет собой 85-разрядный код. 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 . Для обнаружения двукратных и большего четного числа ошибок формируется контрольная сумма C_8 . Правила формирования контрольных сумм C_1, \dots, C_7 и C_8 при проверке достоверности информации в строке приведены в табл. 2.16 [23, 24].

Таблица 2.16. Формирование контрольных сумм при проверке достоверности информации в строке (пример алгоритма)

$\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_8$ - проверочные символы кода Хемминга (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.

$$C_1 = \beta_1 \oplus [\sum_i b_i]_{\text{mod}2}$$

$i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.$

$$C_2 = \beta_2 \oplus [\sum_j b_j]_{\text{mod}2}$$

$j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.$

$$C_3 = \beta_3 \oplus [\sum_k b_k]_{\text{mod}2}$$

$k = 10-12, 16-19, 23-26, 31-34, 38-41, 46-49, 54-57, 62-65, 69-72, 77-80, 85.$

$$C_4 = \beta_4 \oplus [\sum_l b_l]_{\text{mod}2}$$

$l = 13-19, 27-34, 42-49, 58-65, 73-80.$

$$C_5 = \beta_5 \oplus [\sum_m b_m]_{\text{mod}2}$$

$m = 20-34, 50-65, 81-85.$

$$C_6 = \beta_6 \oplus \left[\sum_{n=35}^{65} b_n \right]_{\text{mod}2} \quad C_7 = \beta_7 \oplus \left[\sum_{p=66}^{85} b_p \right]_{\text{mod}2} \quad C_\Sigma = \left[\sum_{q=1}^8 \beta_q \right]_{\text{mod}2} \oplus \left[\sum_{q=9}^{85} b_q \right]_{\text{mod}2}.$$

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 $i_{\text{кор}}$ получается $i_{\text{кор}} > 85$, то фиксируется факт наличия нечетного числа кратных ошибок и строка не исправляется, а бракуется (данные не используются);

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 строка бракуется.

Программа декодирования строк ГЛОНАСС, написанная в среде *MatLab*, приводится в разделе 6.

2.2.2 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 [233, 234].

Кадр состоит из пяти подкадров. Подкадры с 1 по 3 содержат по 300 информационных символов. Триста информационных символов 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 занимают большее время, что обусловлено значимостью передаваемой информации.

Формат сообщений подкадров 1...3 и строк (страниц) подкадров 4, 5 изображен на рис. 2.33.

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			
<i>TLM</i>	Р	<i>HOW</i>	Р		Р		Р		Р		Р		Р		Р		Р		Р	
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		Разряды	

Рис. 2.33. Формат подкадров (страниц) 1...5 GPS

Расположение информации, передаваемой с навигационного спутника GPS, приведено на рис. 2.34.

Содержание кадра	Содержание подкадра		
Подкадр 1	Слово <i>TLM</i>	Слово <i>HOW</i>	Номер недели GPS, точность состояния и параметры коррекции времени спутника
Подкадр 2	Слово <i>TLM</i>	Слово <i>HOW</i>	Информация об эфемеридах спутника
Подкадр 3	Слово <i>TLM</i>	Слово <i>HOW</i>	Информация об эфемеридах спутника
Подкадр 4 (25 страниц)	Слово <i>TLM</i>	Слово <i>HOW</i>	Альманах и состояние спутников с номерами 25...32, конфигурация спутников, признаки, данные ионосферы и всемирной шкалы времени (<i>UTC</i>), специальные сообщения, резервные разряды
Подкадр 5 (25 страниц)	Слово <i>TLM</i>	Слово <i>HOW</i>	Альманах и состояние спутников с номерами 1...24, опорное время, номер недели альманаха, резервные разряды

Рис. 2.34. Расположение информации в GPS

В формате рис. 2.33 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. ниже), 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=604800 секунд.

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 табл. 2.17 на конкретных данных приводится объяснение *Z*-счета.

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.

Таблица 2.17. Структура Z-счета

Десятичный эквивалент Z-счета 1 шаг=1.5 сек	19 двоичных разрядов Z-счета (курсивом выделены 17 совпадающих старших разрядов)	17 старших двоичных разрядов Z-счета (передаются в подкадре I-1)	Десятичный эквивалент 17 старших разрядов Z-счета 1 шаг=6 сек	Подкадр
403160	<i>1100010011011011000</i>	11000100110110110	100790	I
403161	1100010011011011001			
403162	1100010011011011010			
403163	1100010011011011011			
403164	<i>1100010011011011100</i>	11000100110110111	100791	I+1
403165	1100010011011011101			
403166	1100010011011011110			
403167	1100010011011011111			
403168	<i>1100010011011100000</i>	11000100110111000	100792	I+2
403169	1100010011011100001			
403170	1100010011011100010			
403171	1100010011011100011			
403172	<i>1100010011011100100</i>	11000100110111001	100793	I+3
403173	1100010011011100101			
403174	1100010011011100110			
403175	1100010011011100111			
403176	<i>1100010011011101000</i>	11000100110111010	100794	I+4
403177	1100010011011101001			
403178	1100010011011101010			
403179	1100010011011101011			
403180	<i>1100010011011101100</i>	11000100110111011	100795	I+5
403181	1100010011011101101			
403182	1100010011011101110			
403183	1100010011011101111			
403184	<i>1100010011011110000</i>	11000100110111100	100796	I+6
403185	1100010011011110001			
403186	1100010011011110010			
403187	1100010011011110011			
403188	<i>1100010011011110100</i>	11000100110111101	100797	I+7
403189	1100010011011110101			
403190	1100010011011110110			
403191	1100010011011110111			
403192	<i>1100010011011111000</i>	11000100110111110	100798	I+8
403193	1100010011011111001			
403194	1100010011011111010			
403195	1100010011011111011			
403196	<i>1100010011011111100</i>	11000100110111111	100799	I+9

Содержание и расположение данных спутников *GPS*. Содержание и расположение данных подкадра 1 приведено в табл. 2.18.

Таблица 2.18. Информация подкадра 1

№	Расположение информации: слово, разряды	Символьное обозначение	Содержание информации
1	Слово 3 разряды: 1-10	<i>WN</i>	Номер текущей недели <i>GPS</i> в начале передачи данных. Десять старших разрядов содержат десять старших разрядов 29-ти разрядного <i>Z</i> -отсчета.
2	Слово 3 разряды: 11-12	<i>C/A</i> или <i>P</i> на <i>L2</i>	Включение <i>C/A</i> или <i>P</i> кода для частоты <i>L2</i>
3	Слово 3 разряды: 13-16	<i>URA</i>	Точность измерения дальности потребителем (15 градаций от 2 метров до 4096 метров, плюс 16 градация - «не использовать»)
4	Слово 3 разряды: 17-22	<i>SV HEALTH</i>	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	<i>IODC</i>	Идентификатор набора параметров времени. Значение передаваемого <i>IODC</i> отличается от любого другого значения <i>IODC</i> , передаваемого в течение предыдущих 7 дней. 8 младших разрядов <i>IODC</i> соответствуют 8 разрядам <i>IODE</i> подкадров 2 и 3
6	Слово 4 разряд 1	<i>L2 P</i>	Признак данных для <i>P</i> кода на частоте <i>L2</i>
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}	
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 (десятичный эквивалент). При *URA*=15 прогноз по точности отсутствует, и потребителю предлагается использовать данные на собственный риск (подробнее см. п. 6.2.1, 20.3.3.3.1.5 *ICD-GPS-200*) [233]. 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 табл. 2.19.

Таблица 2.19. Эфемеридная информация *GPS*

№	Расположение информации: слово, разряды	Символьное обозначение	Содержание информации
1	2	3	4
Подкадр 2			
1	Слово 3, разряды: 1-8	<i>IODE</i>	Идентификатор набора данных эфемерид. Используется для идентификации подкадров 2 и 3 при обновлении содержащейся в них информации. Критерий обновления - несовпадения 8 младших разрядов <i>IODC</i> в подкадре 1 с <i>IODE</i> 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, разряды: 1-16	t_{oe}	Опорное время привязки передаваемых эфемерид
	Слово 10, разряды: 18-22	<i>AODO</i>	Неэфемеридный 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 (<i>OMEGA</i>) 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, наклонение орбиты спутника

Окончание табл. 2.19

1	2	3	4
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	$\dot{\Omega}$ <i>OMEGADOT</i>	Скорость изменения прямого восхождения
17	Слово 10, разряды: 1-8	<i>IODE</i>	Смотрите №1
18	Слово 10, разряды: 9-22	<i>IDOT</i>	Скорость изменения угла наклона

Содержание и расположение информации альманаха *GPS* приведено в табл. 2.20.

Таблица 2.20. 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 с 1 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	$\dot{\Omega}$ <i>OMEGADOT</i>	Скорость изменения прямого восхождения (пониженная точность)
5	Слово 6, разряды: 1-24	$A^{0.5}$	Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника (пониженная точность)
6	Слово 7, разряды: 1-24	Ω_0 <i>(OMEGA)_0</i>	Долгота восходящего узла орбитальной плоскости на недельную эпоху (пониженная точность)
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_{j0}	Коэффициент (постоянной составляющей) аппроксимации временных параметров альманаха
10	Слово 10, разряды: 9-19	a_{j1}	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 табл.2.21.

Таблица 2.21. 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	Коэффициенты при первом и нулевом членах аппроксимирующего полинома	2^{-30}	Секунда
3	Слово 8, разряды: 9-16	t_{ot}	Опорное время <i>UTC</i>	2^{12}	Секунда
4	Слово 8, разряды: 17-24	WN_t	Восемь младших разрядов текущей недели, указанной в подкадре 1 словом 3	1	Неделя
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	Неделя
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 табл. 2.22.

Таблица 2.22. Информация по параметрам для ионосферной коррекции

№	Расположение информации: слово, разряды	Символьное обозначение	Содержание информации	Цена деления младшего разряда	Единицы измерений
1	2	3	4	5	6
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
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

Окончание табл. 2.22

1	2	3	4	5	6
5	Слово 4, разряды: 17-24	β_0	Коэффициенты позволяют потребителю применить модель ионосферы для расчета ионосферной задержки. У всех коэффициентов старший разряд является знаковым (+ или -)	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 табл. 2.23

Таблица 2.23. Количественные значения данных

№	Параметр	Число разрядов	Цена деления младшего разряда	Диапазон значений	Размерность	Примечание
1	2	3	4	5	6	7
1	<i>WN</i>	10	1	Весь	недели	
2	<i>C/A or P on L2</i>	2				
3	<i>URA</i>	4		Весь		
4	<i>SV HEALTH</i>	6	1	Весь		
5	<i>IODC</i>	10		Весь		
6	<i>L2 P</i>	2		Весь		
7	T_{GD}	8	2^{-31}	Весь	секунды	Знак в <i>MSB</i>
8	t_{oc}	16	2^4	604784	секунды	
9	a_{f2}	8	2^{-55}	Весь	с/с ²	Знак в <i>MSB</i>
10	a_{f1}	16	2^{-43}	Весь	с/с	Знак в <i>MSB</i>
11	a_{f0}	22	2^{-31}	Весь	секунды	Знак в <i>MSB</i>
12	<i>IODE</i>	8		Весь		
13	C_{rs}	16	2^{-5}	Весь	метр	Знак в <i>MSB</i>
14	Δn	16	2^{-43}	Весь	полуцикл/с	Знак в <i>MSB</i>
15	M_0	32	2^{-31}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
16	C_{uc}	16	2^{-29}	Весь	радиан	Знак в <i>MSB</i>
17	e	32	2^{-33}	0.03		Безразмерная
18	C_{us}	16	2^{-29}	Весь	радиан	Знак в <i>MSB</i>
19	$A^{0.5}$	32	2^{-19}	Весь		метр ^{1/2}
20	t_{oe}	16	2^4	604784	секунда	
21	C_{ic}	16	2^{-29}	Весь	радиан	Знак в <i>MSB</i>
22	Ω_0 (<i>OMEGA</i>) ₀	32	2^{-31}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
23	C_{is}	16	2^{-29}	Весь	радиан	Знак в <i>MSB</i>
24	i_0	32	2^{-31}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>

Окончание табл. 2.23

1	2	3	4	5	6	7
25	C_{rc}	16	2^{-5}	Весь	метр	Знак в <i>MSB</i>
26	ω	32	2^{-31}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
27	$\dot{\Omega}$ <i>OMEGADOT</i>	24	2^{-43}	Весь	полуцикл/с	Знак в <i>MSB</i>
28	<i>IDOT</i>	14	2^{-43}	Весь	полуцикл/с	Знак в <i>MSB</i>
Альманах						
29	e	16	2^{-21}	Весь		Безразмерная
30	t_{oa}	8	2^{12}	602112	секунда	
31	δ_i	16	2^{-19}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
32	<i>OMEGADOT</i>	16	2^{-38}	Весь	полуцикл/с	Знак в <i>MSB</i>
33	$A^{0,5}$	24	2^{-11}	Весь	метр ^{1/2}	
34	Ω_0 <i>(OMEGA)₀</i>	24	2^{-23}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
35	ω	24	2^{-23}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
36	M_0	24	2^{-23}	Весь	полуцикл	Знак в <i>MSB</i>
37	a_{j0}	11	2^{-20}	Весь	секунда	Знак в <i>MSB</i>
38	a_{j1}	11	2^{-38}	Весь	секунда/ секунда	Знак в <i>MSB</i>

Информация для других параметров приведена в табл. 2.21, 2.22. Исчерпывающая информация по неуказанным составляющим данных, передаваемых с навигационных спутников *GPS*, приведена в *ICD-GPS-200* [233].

2.2.3 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. 2.35 [205, 216, 217,270].

250 бит			
Преамбула	Идентификатор типа сообщения	Данные сообщения	CRC код
8 бит	6 бит	212 бит	24 бита

Рис. 2.35. 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 и содержание сообщений SBAS:

- 0 - «не использовать» (режим проверки SBAS);
- 1 - маска PRN;
- 2...5 - быстрые поправки;
- 6 - данные о целостности;
- 7 - фактор деградации быстрых поправок;
- сообщения 8, 11, 13...16, 19...23, 28...61 - предназначены для будущих применений;
- 9 - дальномерная функция спутника GEO;
- 10 - параметры деградации;
- 12 - параметры сдвига «сетевое время SBAS/UTC» ;
- 17 - альманах спутников GEO;
- 18 - точно-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.

Сообщение типа 1. (Маска PRN), содержание которого приведено в табл. 2.24, имеет 210 значений, что соответствует номерам PRN кодов спутников, и в настоящее время используется 51 значение.

Таблица 2.24. Содержание сообщения типа 1

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Номер PRN кода	210	1...210	1
Значение маски (для каждого из 210 номеров PRN кода)	1	0 или 1	1
IODP	2	0...3	1

Номера *PRN* кодов однозначно идентифицируют *PRN* коды спутников и распределяются между адресатами так: 1...37 - *GPS*, 38...61 - ГЛОНАСС, 62...119, 139...210 - не заняты, 120...138 - *SBAS*.

Значение маски *PRN* показывает, предоставляются ли данные для соответствующего номера *PRN* кода спутника: 0 - данных нет; 1 - данные есть.

IODP - номер набора данных *PRN*, показывающий, как связываются корректирующие данные с маской *PRN*.

Сообщения типов 2...5 (быстрые поправки) имеют параметры, приведенные в табл. 2.25.

Таблица 2.25. Содержание сообщения типа 2...5

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
$IODF_j$	2	0...3	1
$IODP$	2	0...3	1
FC_i (для 13 спутников)	12	± 256.000 м	0,125 м
$UDREI_i$ (для 13 спутников)	4	См. ниже	

$IODF_j$ - признак набора данных для быстрых поправок, связывающая параметры $IODF_{is}$ с быстрыми поправками. Индекс $j=2...5$ обозначает тип сообщения, к которому применяется признак $IODF_j$ (идентификатор типа быстрой поправки +2).

$IODP$ определен в комментарии к сообщению типа 1.

Быстрая поправка FC_i к псевдодальности для i -го спутника для быстроменяющихся погрешностей применяется после учета долгосрочной поправки и не содержит поправок к ионосфере и тропосфере.

Показатель $UDREI_i$ - определяет дисперсию модели остаточных погрешностей времени и эфемерид $\sigma_{i,UDRE}^2$ для i -го спутника, являющуюся дисперсией централизованного нормального распределения. Границы распределения определяются дифференциальными дальномерными погрешностями потребителя для i -спутника после применения быстрых и долгосрочных поправок, без учета влияния атмосферы. Соответствие $UDREI_i$ и $\sigma_{i,UDRE}^2$ дается в табл. 2.26.

Таблица 2.26. Показатель $UDREI_i$

$UDREI_i$	$\sigma_{i,UDRE}^2$
1	2
0	0,0520 м ²
1	0,0924 м ²
2	0,1444 м ²
3	0,2830 м ²
4	0,4678 м ²
5	0,8315 м ²
6	1,2992 м ²
7	1,8709 м ²
8	2,5465 м ²
9	3,3260 м ²
10	5,1968 м ²
11	20,7870 м ²

Окончание табл. 2.26

1	2
12	230,9661 м ²
13	2078,695 м ²
14	«Нет мониторинга»
15	«Не использовать»

Сообщение типа 6 (целостность спутников) имеет составляющие табл. 2.27, описанные в комментариях к сообщениям типов 2...5.

Таблица 2.27. Содержание сообщения типа 6

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
$IODF_2$	2	0...3	1
$IODF_3$	2	0...3	1
$IODF_4$	2	0...3	1
$IODF_5$	2	0...3	1
$UDREI_i$ (для 51 спутника; определяется номером маски PRN)	4	См. сообщения типов 2...5	

Сообщение типа 7 (коэффициент деградации быстрых поправок) имеет параметры, приведенные в табл. 2.28.

Таблица 2.28. Содержание сообщения типа 7

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
t_{lat}	4	0...15 сек	1 сек
$IODP$	2	0...3	1
Не занято	2	-	-
ai_i (для 51 спутника; определяется номером маски PRN)	4	Согласно табл. 2.29	

t_{lat} - системное время запаздывания, представляющее временной интервал между началом деградации быстрой поправки и опорным временем $UDREI$.

$IODP$ - признак, определенный в комментарии к сообщению типа 1.

ai_i - индикатор значения фактора деградации быстрых поправок: ai для i -спутника соответствует табл. 2.29.

Таблица 2.29. Фактор деградации быстрых поправок

Индикатор фактора ai_i	Значение фактора ai
1	2
0	0,0 мм/сек ²
1	0,05 мм/сек ²
2	0,09 мм/сек ²
3	0,12 мм/сек ²
4	0,15 мм/сек ²
5	0,20 мм/сек ²
6	0,30 мм/сек ²
7	0,45 мм/сек ²

Окончание табл. 2.29

1	2
8	0,60 мм/сек ²
9	0,90 мм/сек ²
10	1,50 мм/сек ²
11	2,10 мм/сек ²
12	2,70 мм/сек ²
13	3,30 мм/сек ²
14	4,60 мм/сек ²
15	5,80 мм/сек ²

Сообщение типа 9 (дальномерная функция) имеет параметры, приведенные в табл. 2.30.

Таблица 2.30. Содержание сообщения типа 9

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность	Примечание
Не занято	8	-	-	
$t_{0,GEO}$	13	0...86384 сек	16 сек	
URA	4	Согласно табл. 2.31		
X_G	30	$\pm 42\ 949\ 673$ м	0,08 м	Координаты спутника GEO на момент $t_{0,GEO}$
Y_G	30	$\pm 42\ 949\ 673$ м	0,08 м	
Z_G	25	$\pm 6\ 710\ 886,4$ м	0,4 м	
\dot{X}_G	17	$\pm 40,96$ м/сек	0,000625 м/сек	Скорость спутника GEO на момент $t_{0,GEO}$
\dot{Y}_G	17	$\pm 40,96$ м/сек	0,000625 м/сек	
\dot{Z}_G	18	$\pm 524,288$ м/сек	0,004 м/сек	
\ddot{X}_G	10	$\pm 0,0064$ м/сек ²	0,0000125 м/сек ²	Ускорения спутника GEO на момент $t_{0,GEO}$
\ddot{Y}_G	10	$\pm 0,0064$ м/сек ²	0,0000125 м/сек ²	
\ddot{Z}_G	10	$\pm 0,032$ м/сек ²	0,0000625 м/сек ²	
a_{GF0}	12	$\pm 0,9537 \cdot 10^{-6}$ сек	2^{-31} сек	
a_{GF1}	8	$\pm 1,1642 \cdot 10^{-10}$ сек/сек	2^{-40} сек/сек	

$t_{0,GEO}$ - время привязки данных для дальномерной функции спутника GEO, отсчитываемое от полуночи текущих суток.

URA - показатель среднеквадратической погрешности (RMS) измерения дальности потребителем до спутника GEO без учета влияния атмосферы, согласно табл. 2.31.

Таблица 2.31. Точность измерения дальности

URA	Точность (RMS)
1	2
0	2 м
1	2,8 м
2	4 м
3	5,7 м

Окончание табл. 2.31

1	2
4	8 м
5	11,3 м
6	16 м
7	32 м
8	64 м
9	128 м
10	256 м
11	512 м
12	1024 м
13	2048 м
14	4096 м
15	«Не использовать»

X_G, Y_G, Z_G - координаты спутника *GEO* на момент времени $t_{0,GEO}$.

$\dot{X}_G, \dot{Y}_G, \dot{Z}_G$ - скорость спутника *GEO* на момент времени $t_{0,GEO}$.

$\ddot{X}_G, \ddot{Y}_G, \ddot{Z}_G$ - ускорение спутника *GEO* на момент времени $t_{0,GEO}$.

a_{Gf0} - сдвиг бортовой шкалы времени *GEO* относительно *SNT*, определенный на момент времени $t_{0,GEO}$.

a_{Gf1} - скорость дрейфа бортовой шкалы времени *GEO* относительно *SNT*.

Сообщение типа 10 (параметры деградации) приведено в табл. 2.32.

Таблица 2.32. Содержание сообщения типа 10

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
B_{rrc}	10	0...2,046 м	0,002 м
C_{lrc_lsb}	10	0...2,046 м	0,002 м
C_{lrc_vl}	10	0...0,05115 м/сек	0,00005 м/сек
I_{lrc_vl}	9	0...511 сек	1 сек
C_{lrc_v0}	10	0...2.046 м	0,002 м
I_{lrc_v0}	9	0-511 м	1 сек
C_{GEO_lsb}	10	0...0,5115 м	0,0005 м
C_{GEO_v}	10	0...0,05115 м/сек	0.00005 м/сек
I_{GEO}	9	0...511 сек	1 сек
C_{er}	6	0...31,5 м	0,5м
C_{iono_step}	10	0...1,023 м	0,001 м
I_{iono}	9	0...511 сек	1 сек
C_{iono_ramp}	10	0...0,005115 м/сек	0,000005 м/сек
RSS_{UDRE}	1	0 или 1	1
RSS_{iono}	1	0 или 1	1
Не занято	88	-	-

B_{rrc} - параметр, определяющий границы шума и погрешности округления при вычислении деградации поправки к скорости изменения дальности.

C_{lrc_lsb} - максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью передаваемых данных об орбите и времени.

C_{lit_yl} - диапазон скоростных ошибок при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения параметров орбиты и времени.

I_{lit_yl} - интервал обновления долгосрочных поправок, если код скорости = 1.

C_{lit_y0} - параметр, определяющий границы расхождения между двумя последовательными долгосрочными поправками для спутников с кодом скорости = 0.

I_{lit_y0} - минимальный интервал обновления для долгосрочных сообщений, если код скорости = 0.

C_{GEO_lsb} - максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью данных об орбите и времени.

C_{GEO_y} - диапазон скоростной ошибки при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения данных об орбите и времени;

I_{GEO} - интервал обновления для дальномерных сообщений спутника *GEO*.

C_{er} - диапазон остаточной погрешности, связанный с использованием данных за пределами интервала времени для точного захода на посадку (*APV*).

C_{iono_step} - диапазон разностей между последовательными значениями задержек в ионосферной сетке.

I_{iono} - минимальный интервал обновления для сообщений с ионосферными поправками;

C_{iono_ramp} - скорость изменения ионосферных поправок.

RSS_{UDRE} - признак квадратичного суммирования для разностей быстрых и долгосрочных поправок по правилу: 0 = разности поправок суммируются линейно, 1 = квадраты разностей поправок складываются под квадратным корнем.

RSS_{iono} - признак квадратичного суммирования для разностей ионосферных поправок по правилу: 0 = разности поправок суммируются линейно, 1 = квадраты разностей поправок складываются под квадратным корнем.

Сообщение типа 12 (сетевое время *SBAS/UTC*) имеет состав, приведенный в табл. 2.33. Содержание первых восьми параметров аналогично подкадру 4 системы *GPS*. Эти параметры устанавливают связь между сетевым временем *SBAS* и всемирной шкалой времени *UTC*.

Таблица 2.33. Содержание сообщения типа 12

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность	Примечание
A_{ISNT}	24	$\pm 7,45 \cdot 10^{-9}$ сек/сек	2...50 сек/сек	Параметры имеют такой же смысл как в подкадре 4, строка 18. Эти параметры связывают сетевое время <i>SBAS</i> .
A_{OSNT}	32	± 1 сек	2...30 сек	
t_{0t}	8	0...602112 сек	4096 сек	
WN_t	8	0...255 недель	1 неделя	
Δt_{LS}	8	± 128 сек	1 сек	
WN_{LSF}	8	0...255 недель	1 неделя	
DN	8	1...7 суток	1 сутки	
Δt_{LSF}	8	± 128 сек	1 сек	
Идентификатор стандарта <i>UTC</i>	3	см. ниже	см. ниже	Эти параметры описаны в подразделе 2.2
Время в неделе <i>GPS (TOW)</i>	20	0...604799 сек	1 сек	
Номер недели <i>GPS (WN)</i>	10	0...1023 недель	1 неделя	
Индикатор ГЛОНАСС (зарезервировано)	1	0 или 1	1	
Сдвиг времени ГЛОНАСС ($\delta a_{GLONASS}$) - зарезервирован	74			

Идентификатор стандарта *UTC*:

0 - время *UTC*, находящееся в ведении Исследовательской лаборатории связи (*CRL*), Токио, Япония;

1 - время *UTC*, находящееся в ведении Национального института стандартов и технологий США (*NIST*);

2 - время *UTC*, находящееся в ведении Военно-морской обсерватории США (*USNO*);

3 - время *UTC*, находящееся в ведении Международного бюро мер и весов (*BIPM*);

4 - время *UTC*, находящееся в ведении Европейской лаборатории (*TBD*);

5, 6 - не занято;

7 - *UTC* не передается.

Сообщение типа 17 (альманах спутников *GEO*) передается для каждого спутника *GEO* (табл. 2.34). Номера *PRN* кодов между спутниками распределяются так же, как в сообщении типа 1.

Параметры сообщения:

$X_{G,a}$, $Y_{G,a}$, $Z_{G,a}$; $\dot{X}_{G,a}$, $\dot{Y}_{G,a}$, $\dot{Z}_{G,a}$ - координаты и скорости спутника *GEO* соответственно на время привязки альманаха $t_{almanac}$;

$t_{almanac}$ - время привязки данных альманаха *GEO*, отсчитываемое от полуночи текущих суток.

Таблица 2.34. Содержание сообщения типа 17

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Не занято	2	-	-
Номер <i>PRN</i> кода	8	0...210	1
Исправность и состояние	8	См. ниже	
$X_{G,a}$	15	$\pm 42\,598\,400$ м	2600 м
$Y_{G,a}$	15	$\pm 42\,598\,400$ м	2600 м
$Z_{G,a}$	9	$\pm 6\,656\,000$ м	26 000 м
$\dot{X}_{G,a}$	3	± 40 м/сек	10 м/сек
$\dot{Y}_{G,a}$	3	± 40 м/сек	10 м/сек
$\dot{Z}_{G,a}$	4	± 480 м/сек	60 м/сек
$t_{almanac}$	11	0...86336 сек	64 сек

Индикация функций (исправность и состояние), применяемых в *SBAS* (0 - функция включена, 1 - функция отключена) распределяется по восьми разрядам (0 - младший разряд):

0 - измерение дальности;

1 - точные поправки;

2 - состояние спутников и основные поправки;

3 - не занятый;

4...7 - идентификатор системы (0 - *WAAS*, 1 - *EGNOS*, 2 - *MSAS*).

Сообщение типа 18 (табл. 2.35) - это данные о маске точек ионосферной сетки (*IGP*).

Модель ионосферы представлена в виде сети с заданными координатами и разделена на 11 диапазонов. Координаты 11 диапазонов приведены в проекте стандарта *ICAO* [216]. Параметры ионосферной коррекции передаются так же в сообщение типа 26.

Идентификатор диапазона *IGP* - число, идентифицирующее диапазон ионосферы, согласно стандарта *ИКАО*.

$IODI_k$ - признак показывает, когда меняется маска *k*-диапазона *IGP*.

Значение маски *IGP* - разряд, показывающий наличие данных по соответствующей точке *IGP*.

Таблица 2.35. Содержание сообщения типа 18

Параметр	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Количество диапазонов <i>IGP</i>	4	0...11	1
Идентификатор диапазона <i>IGP</i>	4	0...10	1
$IODI_k$	2	0...3	1
Значение маски <i>IGP</i>	1	0 или 1	1
Не занято	1	-	-

Сообщение типа 24 - это смешанные (быстрые и долгосрочные) поправки к погрешностям спутников (табл. 2.36).

Параметры FC_i , $UDREI_i$, $IODP$, $IODF_i$ определены в комментарии к сообщениям 2...5.

Идентификатор типа быстрой поправки принимает значения: 0, 1, 2, 3 и показывает, содержит ли сообщение типа 24 быструю поправку и данные о целостности, которые связаны с номерами маски *PRN* из сообщений типов 2...5 соответственно.

Таблица 2.36. Содержание сообщения типа 24 (для 6 спутников)

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность	Примечание
Для 6 точек				
FC_i	12	$\pm 256,000$ м	0,125 м	Определение этих параметров дано в комментарии к табл. 2.24, 2.25
$UDREI_i$	4	см. табл. 2.26		
$IODP$	2	0...3	1	
Идентификатор типа быстрой поправки	2	0...3	1	
$IODF_i$	2	0...3	1	См. комментарии к табл. 2.25
Не занято	4	-	-	
Половинное сообщение типа 25	106	-	-	

Сообщение типа 25 (долгосрочные поправки к погрешностям спутников) состоит из двух частей: половинного сообщения для кода скорости, равного нулю, и половинного сообщения для кода скорости, равного единице (табл. 2.37, 2.38).

Таблица 2.37. Содержание половинного сообщения типа 25 для кода скорости, равного нулю (для двух спутников)

Параметр	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Код скорости (0)	1	0	1
Номер маски <i>PRN</i>	6	0...51	1
IOD_i	8	0...255	1
δx_i	9	± 32 м	0,125 м
δy_i	9	± 32 м	0,125 м
δz_i	9	± 32 м	0,125 м
$\delta a_{i,j0}$	10	$\pm 2^{-22}$ сек	2^{-31} сек
$IODP$	2	0...3	1
Не занято	1	-	-

Таблица 2.38. Содержание половинного сообщения типа 25 для кода скорости, равного единице

Параметр	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Код скорости (1)	1	1	1
Номер маски <i>PRN</i>	6	0...51	1
IOD_i	8	0...255	1
δx_i	11	± 128 м	0,125 м
δy_i	11	± 128 м	0,125 м
δz_i	11	± 128 м	0,125 м
$\delta a_{i,f0}$	11	$\pm 2^{-21}$ сек	$\pm 2^{-31}$ сек
δx_i	8	± 0.0625 м/сек	2^{-11} м/сек
δy_i	8	± 0.0625 м/сек	2^{-11} м/сек
δz_i	8	± 0.0625 м/сек	2^{-11} м/сек
$\delta a_{i,f1}$	8	$\pm 2^{-32}$ сек/сек	2^{-39} сек/сек
$t_{i,LT}$	13	0...86384 сек	16 сек
<i>IODP</i>	2	0...3	1

Код скорости - признак формата сообщений типа 24 и 25.

IOD_i - признак набора данных. Это показатель, связывающий долгосрочные поправки для i -того спутника с эфемеридами, передаваемыми данным спутником. Для *GPS* признак IOD_i соответствует признаку *IODE* и 8 младшим разрядам признака IOD_C (см. подраздел 2.2.4). Для ГЛОНАСС признак IOD в настоящее время не установлен.

Параметры δx_i , δy_i , δz_i , $\delta a_{i,f0}$, δx_i , δy_i , δz_i - поправки к эфемеридам (координатам и скоростям соответственно) спутников *GPS* по осям x , y , z ; $\delta a_{i,f0}$, $\delta a_{i,f1}$ - временные поправки для i -того спутника; $t_{i,LT}$ - время привязки параметров δx_i , δy_i , δz_i , δx_i , δy_i , δz_i , выраженное в секундах от полуночи текущих суток.

В сообщении типа 26 (ионосферная задержка) - табл. 2.39, идентификатор диапазона *IGP* имеет такое же значение, как в сообщении типа 18.

Идентификатор блока *IGP* указывает на конкретный блок *IGP*. Блоки *IGP* определяются путем деления последовательности точек *IGP* на группы по 15 в пределах маски диапазона *IGP*, который имеет значения маски *IGP*, равные «1». Блоки *IGP* нумеруются в порядке передачи значений маски *IGP*, начиная с нуля (0).

Оценка вертикальной задержки *IGP* вводится для сигнала 1575,42 МГц, если он вертикально проходит ионосферу в данной точке *IGP*. Индицируемая комбинация «11111111» означает «не использовать передаваемые данные».

$GIVEI_i$ - индикатор сеточной ионосферной вертикальной погрешности, которому соответствует дисперсия ($\sigma_{i,GIVE}$) модели остаточных ионосферных погрешностей централизованного нормального распределения, границы которого определяются остаточными погрешностями в сигнале *L1*, обусловленными влиянием ионосферы при прохождении ионосферы в точке *IGP* вертикально.

$IODI_k$ - признак смены маски диапазона *IGP*.

Таблица 2.39. Содержание сообщения типа 26

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Идентификатор диапазона <i>IGP</i>	4	0...10	1
Идентификатор блока <i>IGP</i>	4	0...13	1
Оценка вертикальной задержки <i>IGP</i>	9	0...63,875 м	0,125 м
($GIVEI_i$)	4	(табл. 2.40)	(табл. 2.40)
$IODI_k$	2	0...3	1
Не занято	7	-	-

Таблица 2.40. Соответствие между $GIVEI_i$ и $\sigma_{i,GIVE}^2$

$GIVEI_i$	$\sigma_{i,GIVE}^2$
0	0.0084 м ²
1	0.0333 м ²
2	0.0749 м
3	0.1331 м ²
4	0.2079 м ²
5	0.2994 м ²
6	0.4075 м ²
7	0.5322 м ²
8	0.6735 м ²
9	0.8315 м ²
10	1.1974 м ²
11	1.8709 м ²
12	3.3260 м ²
13	20.787 м ²
14	187.0826 м ²
15	«Нет мониторинга»

Сообщения типа 27 (сервисное сообщение *SBAS*) имеет параметры, приведенные в табл. 2.41.

Таблица 2.41. Содержание сообщения типа 27

Параметры	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
1	2	3	4
<i>IODS</i>	3	0...7	1
Количество сервисных сообщений	3	1...8	1
Номер сервисного сообщения	3	1...8	
Количество регионов	3	0...5	1
Код приоритета	2	0...3	1
Внутренний показатель $\delta UDRE$	4	0...15	1

Окончание табл. 2.41

1	2	3	4
Внешний показатель $\delta UDRE$	4	0...15	1
<i>Для каждого из пяти регионов сообщается</i>			
Координата 1 широта	8	$\pm 90^\circ$	1°
Координата 1 долгота	9	$\pm 180^\circ$	1°
Координата 2 широта	8	$\pm 90^\circ$	1°
Координата 2 долгота	9	$\pm 180^\circ$	1°
Форма региона	1		
Не занято	15		

IODS - признак набора данных обслуживания, показывающий изменение обслуживания в данном регионе.

Количество сервисных сообщений - показывает количество переданных *SBAS* сообщений типа 27.

Номер сервисного сообщения - идентифицирует номер передаваемого в текущее время сообщения типа 27.

Количество регионов - показывает число регионов обслуживания, для которых передаются координаты в данном сообщении.

Код приоритета - определяет приоритет сообщения для двух перекрывающихся регионов. Сообщение с большим кодом имеет приоритет. Если коды приоритетов одинаковы, то приоритетным считается сообщение с меньшим значением $\delta UDRE$.

Внутренний показатель $\delta UDRE$ отображает коэффициент деградации *UDRE* региона согласно табл. 2.42.

Таблица 2.42. Индикация оценки *UDRE*

Индикация $\delta UDRE$	Значение $\delta UDRE$
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

Внешний показатель $\delta UDRE$ отображает коэффициент деградации *UDRE* региона вне всех регионов, определенных во всех сообщениях типа 27 согласно табл. 2.26.

Координата (1 или 2) широты - широта одного из углов региона.

Координата (1 или 2) долготы - долгота одного из углов региона.

Форма региона: 0 - регион треугольный, 1 - регион четырехугольный.

Сообщение типа 63 (нулевое сообщение) содержит 212 разрядов и в настоящее время не занято. Общие сведения по времени действия данных, передаваемых SBAS, приведены в табл. 2.43.

Таблица 2.43. Интервалы действия данных

Тип данных	Максимальный интервал передачи данных, сек	Изменения дальности	Состояние спутников GNSS	Стандартные дифференциальные поправки	Точные дифференциальные поправки	Соответствующие типы сообщений
SBAS в режиме проверки	6					0
Маска PRN	120		R	R	R	1
UDREI	6		R*	R	R	2...6, 24
Быстрые поправки	60		R*	R	R	2...5, 24
Долгосрочные поправки	120		R*	R	R	24, 25
Данные дальномерной функции GEO	120	R				9
Деградация быстрых поправок	120		R*	R	R	7
Параметры деградации	120				R	10
Маска ионосферной сетки	300				R	18
Ионосферные поправки GIVEI	300				R	26
Данные о времени	300					12
Альманах	300	R	R	R	R	17
Уровень обслуживания	300					27

Примечание:

R - информация передается для выполнения данной функции;

R* - специальное кодирование при невыполнении SBAS своих функций.

Полная информация о сообщениях, передаваемых SBAS, изложена в документе ИКАО [216].

2.3 Данные дифференциальных станций

2.3.1 Данные авиационных контрольно-корректирующих станций

Передача данных осуществляется в системе временного разделения передачи данных (TDMA) [216] 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 сек после начала эпохи UTC. Кадр разделяется на восемь отдельных временных интервалов длительностью 62,5 мсек ($500:8=62,5$). Контрольно-корректирующей станции выделяются соответствующие временные интервалы, обозначаемые латинскими буквами: A, B, C, D, E, F, G, H и присваивается идентификатор временного интервала станции (SSID). Обозначения приведены в табл. 2.44.

Таблица 2.44. 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 табл. 2.45 показан отрезок времени 2,5 сек, 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 табл. 2.45 единица помечена), то в этом временном интервале передаются данные, содержащие один пакет сообщений. При этом содержание пакета от кадра к кадру может меняться.

Таблица 2.45. 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 табл. 2.46, 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 2.46. Распределение бюджета времени во временном интервале 62.5 миллисекунды

Характеристики процесса передачи данных	Бюджет времени	
	мксек	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 (табл. 2.47).

Таблица 2.47. Типы сообщений контрольно-корректирующей станции

Тип сообщения	Содержание сообщения	Идентификатор (размер в битах)
1	Поправки к псевдодальностям и псевдоскоростям (<i>PRC</i> и <i>RRC</i>)	00000001 (8)
2	Информация о <i>KKC</i>	00000010 (8)
4	Информация о конечном участке захода на посадку (<i>FAS</i>)	00000100 (8)
5	Прогнозируемая эксплуатационная готовность дальномерного источника	00000101 (8)

Элементы скремблированных данных приведены в табл. 2.48

Таблица 2.48. Элементы скремблированных данных

Элемент данных	Количество бит
Идентификатор временного интервала <i>KKC</i>	3
Длина передачи	17
<i>FEC</i> - установочной последовательности	5
Блоки сообщений (данные приложения)	1776 максимум
<i>FEC</i> блоков сообщений	48
Биты - заполнители	2
Максимальное количество бит	1851

Блоки сообщений приводятся в табл. 2.49 - 2.52.

Таблица 2.49. Блок сообщений типа 1

Заголовок блока сообщения			
Данные		Размер в битах	
Идентификатор блока сообщений		10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение)	
Идентификатор контрольно-корректирующей станции <i>ID</i>		24	
Идентификатор типа сообщения		00000001	
Длина сообщения		8	
Количество бит в заголовке блока		48	
Сообщение			
Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Модифицированный <i>Z</i> -отсчет	14	0...1199,9 сек	0,1 сек
Признак дополнительного сообщения	2	0...3	1
Количество измерений (<i>N</i>) (количество навигационных спутников)	5	0...18	1
Тип измерений	3	0...7	1
Не занято	8		
<i>CRC</i> эфемерид	16		
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0...2540 сек	10 сек
Количество бит в общей части сообщения	56		
Данные для <i>N</i> -измерений (первое измерение)
Идентификатор <i>ID</i> дальномерного источника (Идентификатор спутника)	8	1...255	1
Признак набора данных (<i>IOD</i>)	8	0...255	1
Коррекция псевдодальности (<i>PRC</i>)	16	±327,67 м	0,01 м
Коррекция скорости изменения дальности (<i>RRC</i>)	16	±32,767 м/сек	0,01 м/сек
σ_{pr_gnd}	8	0...5,08 м	0,02 м
B_1	8	±6,35 м	0,05 м
B_2	8	±6,35 м	0,05 м
B_3	8	±6,35 м	0,05 м
B_4	8	±6,35 м	0,05 м
Количество бит в одном замере	88		
Данные для <i>N</i> -измерений (второе измерение)
Данные для <i>N</i> -измерений (третье измерение ..., <i>N</i> -1 измерение)
Данные для <i>N</i> -измерений (<i>N</i> -ое измерение)
Количество бит в 18 замерах	1584		
Циклический избыточный код (<i>CRC</i>)	32	<i>CRC</i> является частью сообщения	
Длина сообщения	1720	=48+(56+1584)+32	

Таблица 2.50. Блок сообщений типа 2

Заголовок блока сообщения			
Данные		Размер в битах	
Идентификатор блока сообщений		10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение)	
Идентификатор контрольно-корректирующей станции <i>ID</i>		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 <i>ККС</i>	2	1..4	1
Показатель точности <i>ККС</i>	2	-	-
Не занято	1	-	-
Показатель непрерывности/готовности <i>ККС</i>	3	0..7	1
Локальное магнитное склонение	8	$\pm 31,75^\circ$	$0,25^\circ$
Не занято	16	-	-
Приращение рефракции	8	± 381	3
Масштаб высоты	8	0...25500 м	100 м
Неоднозначность рефракции	8	0...255	1
Широта	32	$\pm 90^\circ$	0,0005"
Долгота	32	$\pm 180^\circ$	0,0005"
Высота эллипсоида	24	± 8388607 м	0,01 м
Количество бит в сообщении	144		
Циклический избыточный код (<i>CRC</i>)	32	<i>CRC</i> является частью сообщения	
Длина блока сообщения	224	$=48+(144)+32$	

Таблица 2.51. Блок сообщений типа 4

Заголовок блока сообщения	
Данные	Размер в битах
Идентификатор блока сообщений	10101010 (нормальное сообщение) 11111111 (тестовое сообщение)
Идентификатор контрольно-корректирующей станции <i>ID</i>	24
Идентификатор типа сообщения	00000100
Длина сообщения	8
Количество бит в заголовке блока	48

Окончание табл. 2.51

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	$N \cdot 320$		
Циклический избыточный код (CRC)	32	CRC является частью сообщения	
Длина сообщения	408 при $N=1$	$=48+(8+N \cdot 320)+32$	

Таблица 2.52. 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
1	2	3	4
Модифицированный Z-отсчет	14	0...1199,9 сек	0,1 сек
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 сек	10 сек

Окончание табл. 2.52

1	2	3	4
Количество заходов на посадку в условиях ограниченной видимости (A)	8	0...255	1
Количество бит для одного источника	24		
Количество бит для N -источников	$N \cdot 24$		
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 сек	10 сек
Количество бит для одного источника из NA -источников	16		
Количество бит для NA -источников	$NA \cdot 16$		
Циклический избыточный код (CRC)	32	CRC является частью сообщения	
Длина сообщения	Рассчитывается на основе вышеприведенных данных		

2.3.2 Навигационные данные дифференциальной GNSS

Специальным комитетом №104 *RTCM* [292] разработаны и рекомендованы стандарты для дифференциальной *GNSS*, предназначенные, в основном, для морских пользователей.

Формат сообщений, передаваемых пользователям с дифференциальной (референцной) корректирующей станции по радиоканалу по форме соответствует формату данных спутников *GPS*. Отличие состоит лишь в том, что длина подкадра не фиксированная [292].

Каждое сообщение содержит $2+N$ слова. Первые два - головные слова формата и предшествуют N -словам, являющимся собственно сообщениями (табл. 2.53, рис. 2.36, 2.37).

Таблица 2.53. 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 <i>PC</i>	10	1	0...1023
	Проверочные символы	6	Согласно <i>ICD-GPS-200C</i> [233]	
Второе	Модифицированный <i>Z</i> -счет	13	0,6 сек	0...3599,4 сек
	Номер последовательности	3	1	0...7
	Длина кадра (N)	5	1 слово	0...31 слова
	«Здоровье» референцной станции	3	-	-
	Проверочные символы	6	Согласно <i>ICD-GPS-200C</i>	

1...8			9...14			15...24			25...30		
Преамбула 01100110			Тип сообщения (идентификатор кадра)			Идентификатор референцной станции			Проверочные символы		
<i>MSB</i>	...	<i>LSB</i>	<i>MSB</i>	...	<i>LSB</i>	<i>MSB</i>	...	<i>LSB</i>			

Рис. 2.36. Первое слово головного сообщения

1...13			14...16			17...21			22...24			25...30		
Модифицированный <i>Z</i> -счет			Номер последова- тельности			Длина кадра			Здоровье <i>PC</i>			Проверочные символы		
<i>MSB</i>	...	<i>LSB</i>				<i>MSB</i>	...	<i>LSB</i>						

Рис. 2.37. Второе слово головного сообщения

Содержание информации первого и второго слов головного сообщения приведено в табл. 2.53.

Преамбула предназначена для идентификации сообщения пользователем.

Тип сообщения (*MESSAGE TYPE*) - указывается номер согласно таблицы 2.53.

Идентификатор *PC* (*ID*) - номер в масштабе табл. 2.53.

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 табл. 2.54 приведены данные по соответствиям модифицированного *Z*-счета.

Таблица 2.54. 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 табл. 2.53, *N* - количество слов в сообщении (без двух головных).

«Здоровье» референчной станции (*STATION HEALTH*) - согласно табл. 2.55.

Таблица 2.55. Индикация «здоровья» референчной станции

Код	Индикация
111	Референчная станция не функционирует (<i>Reference Station Not Working</i>)
110	Передача с референчной станции не проверена (<i>Reference Station Transmission Not Monitored</i>)
101	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 0,1
100	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 0,2
011	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 0,3
010	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 0,5
001	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 0,75
000	Масштабный коэффициент (<i>Scale Factor</i>) <i>UDRE</i> = 1

Типы и содержание сообщений приведены в табл. 2.56.

Таблица 2.56. Типы и содержание сообщений

Номер типа сообщения	Статус	Наименование сообщения
1	2	3
1	Фиксированное	Дифференциальные коррекции <i>GPS</i> (<i>Differential GPS Corrections</i>)
2	Фиксированное	Приращения дифференциальных коррекций <i>GPS</i> (<i>Delta Differential GPS Corrections</i>)
3	Фиксированное	Параметры референчной станции <i>GPS</i> (<i>GPS Reference Station Parameters</i>)

Окончание табл. 2.56

1	2	3
4	Опытное	Данные референчной станции (<i>Reference Station Datum</i>)
5	Фиксированное	Состояние спутников GPS (<i>GPS Constellation Health</i>)
6	Фиксированное	Нулевой кадр GPS (<i>GPS Null Frame</i>)
7	Фиксированное	Альманах радиомаяков дифференциальной GPS (<i>DGPS Radio beacon Almanac</i>)
8	Опытное	Альманах псевдоспутников (<i>Pseudolite Almanac</i>)
9	Фиксированное	Частные коррекции GPS (<i>GPS Partial Correction Set</i>)
10	Зарезервировано	Дифференциальные коррекции P-кода (<i>P-Code Differential Corrections</i>)
11	Зарезервировано	Приращения коррекций на частотах L1, L2 <i>C/A Code L1, L2 Delta Corrections</i>)
12	Зарезервировано	Параметры станций – псевдоспутников (<i>Pseudolite Station Parameters</i>)
13	Опытное	Параметры наземного передатчика (<i>Ground Transmitter Parameters</i>)
14	Опытное	Время GPS недели (<i>GPS Time of Week</i>)
15	Опытное	Ионосферные данные (<i>Ionospheric Delay Message</i>)
16	Фиксированное	Специальное сообщение GPS (<i>GPS Special Message</i>)
17	Опытное	Эфемериды спутников GPS (<i>GPS Ephemerides</i>)
18	Фиксированное	Нескорректированные в реальном времени фазы несущей (<i>RTK Uncorrected Carrier Phases</i>)
19	Фиксированное	Нескорректированные в реальном времени псевдодалности (<i>RTK Uncorrected Pseudoranges</i>)
20	Опытное	Коррекции фазы несущей (<i>RTK Carrier Phase Corrections</i>)
21	Опытное	Высокоточные коррекции (<i>RTK/Hi-Acc. Pseudorange Corrections</i>)
22	Опытное	Расширенные параметры референчной станции (<i>Extended Reference Station Parameters</i>)
23...30	Не определено (<i>Undefined</i>)	
31	Опытное	Дифференциальные коррекции ГЛОНАСС (<i>Differential GLONASS Corrections</i>)
32	Опытное	Параметры референчной станции ГЛОНАСС (<i>DGLONASS Ref. Station Parameters</i>)
33	Опытное	Состояние спутников ГЛОНАСС (<i>GLONASS Constellation Health</i>)
34	Опытное	Частные коррекции ГЛОНАСС [<i>GLONASS Partial Correction Set (N>1) GLONASS Null Frame (N<=1)</i>]
35	Опытное	Альманах радиомаяков ГЛОНАСС (<i>GLONASS Radio beacon Almanac</i>)
36	Опытное	Специальное сообщение ГЛОНАСС (<i>GLONASS Special Message</i>)
37	Опытное	Смещение системного времени GNSS (<i>GNSS System Time Offset</i>)
38...58	Не определено (<i>Undefined</i>)	
59	Фиксированное	Частное сообщение (<i>Proprietary Message</i>)
60...63	Зарезервировано	Многоцелевое использование (<i>Multipurpose Usage</i>)

Сообщение типа 1. «Дифференциальные коррекции GPS» является процедурой перво-степенного типа, которая обеспечивает коррекции псевдодалности $PRC(t)$ при измерении времени t приемниками пользователей. Содержание и формат сообщения приведены в табл. 2.57 и на рис. 2.38.

Таблица 2.57. Содержание сообщения типа 1

Параметр	Количество бит	Масштаб и размерность	Диапазон изменений
Масштаб	1	См. ниже	2 состояния
$UDRE$	2	См. ниже	4 состояния
ID спутника GPS	5	1	1...32
$PRC(t_0)$	16	0,02 или 0,32 метра	$\pm 655,34$ или $\pm 10485,44$ метра
RRC	8	0,002 или 0,032 м/сек	$\pm 0,254$ или $\pm 4,064$ м/сек
IOD	8	Согласно $ICD-GPS-200$	
	$\Sigma = 40 \text{бит} \times N_s$ (N_s - число спутников, для которых передают коррекции в сообщении)		
Насыщение	$8 \times [N, \text{mod } 3]$, 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 псевдодалности - 0.02 м, а скорости изменения псевдодалности - 0.002 м/сек;

1 - масштаб коррекции псевдодалности - 0.32 м, а скорости изменения псевдодалности - 0.032 м/сек.

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 псевдодалности (PRC)	Проверочные символы

а

1...8	9...16	17	18, 19	20...24	25...30
Коррекция скорости изменения псевдодалности (RRC)	Исходные данные (IOD)	Мас-штаб	$UDRE$	Идентифика-тор спутника (ID)	Проверочные символы

б

1...16	17...24	25...30
Коррекция псевдодалности (PRC)	Коррекция скорости изменения псевдодалности (RRC)	Проверочные символы

в

Рис. 2.38 (а, б, в). Формат сообщения типа 1:

а - слова 3, 8, 13, 18; б - слова 4, 9, 14, 19; в - слова 5, 10, 15, 20.

1...8	9	10, 11	12...16	17...24	25...30
Исходные данные (<i>IOD</i>)	Масштаб	<i>UDRE</i>	Идентификатор спутника (<i>ID</i>)	Коррекция псевдодалности (большой байт)	Проверочные символы

г

1...8	9...16	17...24	25...30
Коррекция псевдодалности (меньший байт)	Коррекция скорости изменения псевдодалности (<i>RRC</i>)	Идентификатор спутника (<i>ID</i>)	Проверочные символы

д

1...8	9...16	17...24	25...30
Коррекция скорости изменения псевдодалности (<i>RRC</i>)	Исходные данные (<i>IOD</i>)	Резервные разряды	Проверочные символы

е

1...8	9...24	25...30
Исходные данные (<i>IOD</i>)	Резервные разряды	Проверочные символы

ж

Рис. 2. 38 (г, д, е, ж). Формат сообщения типа 1:

г - слова 6, 11, 16, 21; д - слова 7, 12, 17, 22;

е - слово N_S+2 , если $N_S=1, 4, 7$ или 10; ж - слово N_S+2 , если $N_S=2, 5, 8$ или 11

Скорректированная в приемнике потребителя псевдодалность рассчитывается по формуле:

$$PR(t) = PRM(t) + PRC(t), \quad (2.7)$$

$$PRC(t) = PRC(t_0) + RRC(t-t_0), \quad (2.8)$$

где:

$PR(t)$ - скорректированная псевдодалность;

$PRM(t)$ - псевдодалность, измеренная потребителем;

$PRC(t)$ - величина коррекции псевдодалности;

$PRC(t_0)$ - величина коррекции псевдодалности, переданная в сообщении;

RRC - коррекция скорости изменения псевдодалности, 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 псевдодалности PRC заменяется на приращение коррекции псевдодалности ΔPRC , а коррекция скорости изменения псевдодалности RRC заменяется на приращение коррекции скорости изменения псевдодалности 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:

$$\Delta PRC = PRC_n - PRC_n; \quad (2.9)$$

$$\Delta RRC = RRC_n - RRC_n, \quad (2.10)$$

где: PRC_n и RRC_n - 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 индицируется 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 индицирует 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 сообщение типа 1 с новым *IOD*;
 рассчитывается коррекция для псевдодалности по выражению:

$$PRC(t) = PRC_{n, \text{min } 1} + \Delta PRC_{c, \text{min } 2} + RRC_{n, \text{min } 1}(t - t_1) + \Delta RRC_{c, \text{min } 2}(t - t_2), \quad (2.11)$$

где: $PRC_{n, \text{min } 1}$ и $RRC_{n, \text{min } 1}$ - новые *IOD* сообщения типа 1; $\Delta PRC_{c, \text{min } 2}$ и $\Delta RRC_{c, \text{min } 2}$ - 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.

Сообщение типа 3 (параметры референчной станции *GPS*) содержит информацию о координатах антенны референчной станции в земной центрированной фиксированной системе координат (*ECEF*). Сообщение состоит из 4 слов данных ($N_s=4$). Общая длина кадра составляет шесть 30-битных слов. Координаты антенны референчной станции даются с сантиметровой точностью в *WGS-84*. Содержание сообщения дано на рис. 2.39. При использовании модели эллипсоида, отличной от *WGS-84*, поставщик обслуживания информирует об этом пользователя, указывая, какой модели Земли соответствуют координаты референчной станции.

1...24		25...30	
Координата X (2 больших байта)		Проверочные символы	
а			
1...24		25...30	
Координата X (меньший байт)	Координата Y (2 больших байта)	Проверочные символы	
б			
1...16	17...24	25...30	
Координата Y (2 меньших байта)	Координата Z (большой байт)	Проверочные символы	
в			
1...24		25...30	
Координата Z (3 больших байта)		Проверочные символы	
г			

Рис. 2.39. Формат сообщения типа 3:
 а - слово 3; б - слово 4; в - слово 5; г - слово 6

Координаты X, Y, Z в сообщении типа 3 могут изменяться в диапазоне $\pm 21\,474\,836.47$ м с дискретностью 0.01 м.

Сообщение типа 5 (состояние спутников *GPS*) обеспечивает потребителя информацией о состоянии одного или нескольких спутников, полученной на референчной станции. Информация может использоваться в аппаратуре потребителя в автоматическом режиме без вмешательства оператора. Содержание сообщения типа 5 для одного спутника (одно слово) приведено в табл. 2.58.

Таблица 2.58. Содержание сообщения типа 5

Обозначение параметра сообщения	Номера разрядов в слове	Интерпретация параметров
R (Резервный)	1	Бит зарезервирован на возможно будущее увеличение количества спутников более 32
ID	2...6	Идентификационный номер спутника ($ID = 1, \dots, 32$); спутник 32 идентифицируется как «00000»
IOD линии	7	Состояние «0» показывает, что информация относится к навигационным данным с IOD в сообщениях типа 1, 9, 20, 21. Состояние «1» показывает, что информация относится к навигационным данным с IOD в сообщении типа 2
Данные «здоровья» спутников GPS (DATA HEALTH)	8...10	Стандартная информация, содержащая данные о «здоровье» спутника согласно («Table 2-9 GPS/SPS Signal Specification»).
Соотношение сигнал/шум (C/N0), измеренное на референционной станции	11...15	Масштаб: 1 дБ/Гц. Диапазон изменений: от 25 до 55 дБ/Гц. Разряд 15 младший. Индикация «00000»: спутник референционной станцией не отслеживается. Индикация «00001» = 25 дБ/Гц. Индикация «11111» = 55 дБ/Гц
Право на «здоровье» (HEALTH ENABLE)	16	Состояние «1» показывает, что спутник может рассматриваться как «здоровый», несмотря на то, что навигационные данные, принимаемые аппаратурой потребителя, индицируют «нездоровье» спутника
Новые навигационные данные	17	Состояние «1» говорит о том, что новые навигационные данные обрабатываются референционной станцией и в ближайшее время будут индицированы в IOD сообщений типа 1 или типа 9
Предупреждение об исключении спутника (LOSS OF SATELLITE WARNING)	18	Состояние бита «1» индицирует переход спутника от «здорового» к «нездоровому». Остаточное время «здоровья» в разрядах 19...22
Время «нездоровья» (TIME TO UNHEALTHY)	19...22	Масштаб: 5 минут. Размерность от 0 до 75 минут. Бит 22 - младший. «Значение «0000» индицирует, что спутник «нездоров». Значение «1111» индицирует, что спутник будет «нездоровым» в пределах 75 минут.
Не определен (SPARE)	23...24	

Сообщение типа 9 (частные коррекции GPS) аналогично сообщению типа 1 и содержит первичные дифференциальные коррекции для неполной спутниковой группы.

Сообщение типа 9 используется при режиме селективного доступа для обеспечения дополнительных данных от спутника при высокой скорости изменения коррекций.

Сообщение типа 9 также используется при искажениях в канале передачи данных в присутствии импульсных шумов.

Сообщение типа 9 содержит меньшее число слов по сравнению с сообщением типа 1.

Сообщения типов 18...21 содержат информацию, используемую в геодезии, высокоточных местоопределениях и навигации. Тип 18 обеспечивает данными по измерению фазы несущей, тип 19 - данными по измерению псевдодальностей, которые не корректируются, а берутся из эфемерид данных, полученных со спутника. Сообщение типа 21 - подобно сообщению типа 1, но дополнено качественной характеристикой измерительной информации.

Формат и содержание сообщения типа 18 (нескорректированная в реальном времени фаза несущей) приведены на рис. 2.40 и в табл. 2.59.

1, 2	3, 4	5...24	25...30
F	SP	$GNSS$ время измерения	Проверочные символы

а

1	2	3	4...8	9...11	12...16	17...24	25...30
M	P/C	G	Идентификатор спутника (ID)	Качество данных	Индикатор накопления потерь непрерывности	Фаза несущей (большой байт)	Проверочные символы

б

1...24	25...30
Фаза несущей (три меньших байта)	Проверочные символы

в

Рис. 2.40. Формат сообщения типа 18:

а - слово 3; б - слово $2Ns+2$; в - слово $2Ns+3$

Таблица 2.59. Содержание данных сообщения типа 18

Параметр	Разряды	Интерпретация
F (Индикатор частоты)	1...2 (слово 3)	«00» - частота $L1$; «10» - частота $L2$; «01», «11» - резерв для будущих применений
SP	3...4 (слово 3)	Резерв
$GNSS$ время измерения	5...24 (слово 3)	Разрешающая способность: 1 микросекунда. Диапазон: 0...5999999 микросекунд. Расширенное время измерения = $GNSS$ время измерения + модифицированный Z -счет
M Повторяющийся для каждого спутника индикатор	1 (слово $2Ns+2$)	«1»: обозначает, что будет следовать другое сообщение того же самого набора данных с тем же самым признаком времени; «0»: обозначает последнее сообщение данного набора данных
P/C Индикатор кода	2 (слово $2Ns+2$)	«0»: C/A код; «1»: P код
G Индикатор GPS /ГЛОНАСС	3 (слово $2Ns+2$)	«0» - измерения для спутников GPS ; «1» - измерения для спутников ГЛОНАСС
ID	4...8 (слово $2Ns+2$)	Идентификатор спутника
Качество данных	9...11 (слово $2Ns+2$)	Качество данных фазы несущей оценивается ошибкой измерения фазы (одна σ_ϕ) определяемой по формуле (2.12)
Индикатор накопления потерь непрерывности	12...16 (слово $2Ns+2$)	При каждой потере непрерывности фазы несущей значения индикатора увеличиваются в диапазоне от 0 до 31 с дискретностью 1
Фаза несущей	17...24 (слово $2Ns+2$) 1...24 (слово $2Ns+2$)	Разрешение: $1/256$ цикла. Диапазон изменений: $\pm 8,388,608$ циклов

$$\sigma_{\phi} = \frac{1}{256} e^{\frac{X}{\sqrt{3}}}, \quad (2.12)$$

где код X изменяется от 0 до 7 согласно кодировке табл. 2.60.

Таблица 2.60. Индикация качества данных

Код X	Данные индикации
000 (0)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.00391 цикла
001 (1)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.00696 цикла
010 (2)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.01239 цикла
011 (3)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.02208 цикла
100 (4)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.03933 цикла
101 (5)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.07006 цикла
110 (6)	Ошибка фазы несущей ≤ 0.12480 цикла
111 (7)	Ошибка фазы несущей > 0.12480 цикла

Формат и содержание сообщения типа 19 (нескорректированные в реальном времени псевдодалности) приведены на рис. 2.41 и в табл. 2.61.

1, 2	3, 4	5...24	25...30
F	SM	$GNSS$ время измерения	Проверочные символы

а

1	2	3	4...8	9...11	12...16	17...24	25...30
M	P/C	G	Идентификатор спутника (ID)	Качество данных	Индикатор погрешности из-за многолучевого распространения	Псевдодалность (большой байт)	Проверочные символы

б

1...24	25...30
Псевдодалность (три меньших байта)	Проверочные символы

в

Рис. 2.41. Формат сообщения типа 19:

а - слово 3; б - слово $2N_s + 2$; в - слово $2N_s + 3$

Таблица 2.61. Содержание данных сообщения типа 19

Параметр	Разряды	Интерпретация
1	2	3
F (Индикатор частоты)	1...2 (слово 3)	«00» - частота $L1$; «10» - частота $L2$; «01», «11» - резерв для будущих применений
SM Интервал сглаживания данных	3...4 (слово 3)	Указывает интервал сглаживания псевдодалности (индикация согласно табл. 2.62)
$GNSS$ время измерения	5...24 (слово 3)	Разрешающая способность: 1 микросекунда. Диапазон: 0...5999999 микросекунд. Расширенное время измерения = $GNSS$ время измерения + модифицированный Z -счет
M Повторяющийся для каждого спутника индикатор	1 (слово $2N_s + 2$)	«1»: обозначает, что другое сообщение того же самого набора данных с тем же самым признаком времени будет следовать. «0»: обозначает последнее сообщение данного набора данных

Окончание табл. 2.61

1	2	3
P/C Индикатор кода	2 (слово $2N_s + 2$)	«0»: C/A код «1»: P код
G Индикатор $GPS/ГЛОНАСС$	3 (слово $2N_s + 2$)	«0» - измерения для спутников GPS ; «1» - измерения для спутников ГЛОНАСС
ID	4...8 (слово $2N_s + 2$)	Идентификатор спутника
Качество данных	9...11 (слово $2N_s + 2$)	Индикатор качества данных оценивает погрешность измерения псевдодальности (одна σ_{PR}), по формуле (2.13)
Индикатор погрешности из-за многолучевого распространения	12...16 (слово $2N_s + 2$)	Многолучевая погрешность (одна σ_{mp}) оценивается по формуле (2.14)
Псевдодальность	17...24 (слово $2N_s + 2$) 1...24 (слово $2N_s + 3$)	Разрешение: 0,02 метра Диапазон изменений от 0 до 85 899 345. 90 метров

Таблица 2.62. Соответствие кода сглаживания интервалу сглаживания данных

Код сглаживания данных	Интервал сглаживания (мин)
00 (0)	0 to 1
01 (1)	1 to 5
10 (2)	5 to 15
11 (3)	Интервал сглаживания не определен

$$\sigma_{PR} = 0.02 \cdot e^{0.4 \cdot X}, \quad (2.13)$$

где код X изменяется от 0 до 15 согласно кодировке табл. 2.63.

Таблица 2.63. Индикация качества данных псевдодальности

Код (X)	Индикатор сглаживания данных, м
0000 (0)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,020$
0001 (1)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,030$
0010 (2)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,045$
0011 (3)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,066$
0100 (4)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,099$
0101 (5)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,148$
0110 (6)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,220$
0111 (7)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,329$
1000 (8)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,491$
1001 (9)	Ошибка псевдодальности $\leq 0,732$
1010 (10)	Ошибка псевдодальности $\leq 1,092$
1011 (11)	Ошибка псевдодальности $\leq 1,629$
1100 (12)	Ошибка псевдодальности $\leq 2,430$
1101 (13)	Ошибка псевдодальности $\leq 3,625$
1110 (14)	Ошибка псевдодальности $\leq 5,409$
1111 (15)	Ошибка псевдодальности $> 5,409$

$$\sigma_{\text{мр}} = 0.1 \cdot e^{0.4 \cdot X}, \quad (2.14)$$

где код X изменяется от 0 до 15 согласно кодировке табл. 2.64.

Таблица 2.64. Индикация качества данных из-за многолучевого распространения

Код (X)	Данные индикатора, м
0000 (0)	Ошибка $\leq 0,100$
0001 (1)	Ошибка $\leq 0,149$
0010 (2)	Ошибка $\leq 0,223$
0011 (3)	Ошибка $\leq 0,332$
0100 (4)	Ошибка $\leq 0,495$
0101 (5)	Ошибка $\leq 0,739$
0110 (6)	Ошибка $\leq 1,102$
0111 (7)	Ошибка $\leq 1,644$
1000 (8)	Ошибка $\leq 2,453$
1001 (9)	Ошибка $\leq 3,660$
1010 (10)	Ошибка $\leq 5,460$
1011 (11)	Ошибка $\leq 8,145$
1100 (12)	Ошибка $\leq 12,151$
1101 (13)	Ошибка $\leq 18,127$
1110 (14)	Ошибка $> 18,127$
1111 (15)	Погрешность не определена

Сообщения типа 20, 21 имеют подобные форматы и отличаются содержательной частью. Сообщения являются экспериментальными и полную информацию о них можно найти в стандарте и рекомендациях комитета *RTCM*.

Сообщения 31...36 касаются навигационных данных спутников ГЛОНАСС, по формату и содержанию данных аналогичны сообщениям спутников *GPS*.

Остальные типы сообщений, приведенные в табл. 2.56, носят экспериментальный характер, их формат и содержание приводятся в стандарте и рекомендациях комитета *RTCM*. В этом же стандарте рекомендованы и алгоритмы применения данных сообщений пользователями.

2.4 Стандартные сообщения

2.4.1 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. 2.2. 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 табл. 2.65.

Таблица 2.65. Код ASCII

Номер кода	10-перевод строки	13-ввод	26-конец файла	32-пробел
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
Символ кода ASCII)	*	+	,	-	.	/	0
код ASCII в ДСС	0101001	0101010	0101011	0101100	0101101	0101110	0101111	0110000
код ASCII в ШСС	29	2A	2B	2C	2D	2E	2F	30

Номер кода	49	50	51	52	53	54	55	56
Символ кода ASCII	1	2	3	4	5	6	7	8
код ASCII в ДСС	0110001	0110010	0110011	0110100	0110101	0110110	0110111	0111000
код ASCII в ШСС	31	32	33	34	35	36	37	38

Номер кода	57	58	59	60	61	62	63	64
Символ кода ASCII	9	:	;	<	=	>	?	@
код ASCII в ДСС	0111001	0111010	0111011	0111100	0111101	0111110	0111111	1000000
код ASCII в ШСС	39	3A	3B	3C	3D	3E	3F	40

Номер кода	65 (97)	66 (98)	67 (99)	68 (100)	69 (101)	70 (102)	71 (103)	72 (104)
Символ кода ASCII	A (a)	B (b)	C (c)	D (d)	E (e)	F (f)	G (g)	H (h)
код ASCII в ДСС	1000001 1100001	1000010 1100010	1000011 1100011	1000100 1100100	1000101 1100101	1000110 1100110	1000111 1100111	1001000 1101000
код ASCII в ШСС	41 (61)	42 (62)	43 (63)	44 (64)	45 (65)	46 (66)	47 (67)	48 (68)

Окончание табл. 2.65

Номер кода	73 (105)	74 (106)	75 (107)	76 (108)	77 (109)	78 (110)	79 (111)	80 (112)
Символ кода ASCII	I (i)	J (j)	K (k)	L (l)	M (m)	N (n)	O (o)	P (p)
код ASCII в ДСС	1001001	1001010	1001011	1001100	1001101	1001110	1001111	1010000
	(1101001)	(1101010)	(1101011)	(1101100)	(1101101)	(1101110)	(1101111)	(1110000)
код ASCII в ШСС	49 (69)	4A (6A)	4B (6B)	4C (6C)	4D (6D)	4E (6E)	4F (6F)	50 (70)
Номер кода	81 (113)	82 (114)	83 (115)	84 (116)	85 (117)	86 (118)	87 (119)	88 (120)
Символ кода ASCII	Q (q)	R (r)	S (s)	T (t)	U (u)	V (v)	W (w)	X (x)
код ASCII в ДСС	1010001 (1110001)	1010010 (1110010)	1010011 (1110011)	1010100 (1110100)	1010101 (1110101)	1010110 (1110110)	1010111 (1110111)	1011000 (1111000)
код ASCII в ШСС	51 (71)	52 (72)	53 (73)	54 (74)	55 (75)	56 (76)	57 (77)	58 (78)
Номер кода	89 (121)	90 (122)	91 (123)	92 (124)	93 (125)	94 (126)	95 (127)	
Символ кода ASCII	Y (y)	Z (z)	[(l)	\ (l)] (j)	^ (~)	_ (Δ)	
код ASCII в ДСС	1011001 (1111001)	1011010 (1111010)	1011011 (1111011)	1011100 (1111100)	1011101 (1111101)	1011110 (1111110)	1011111 (1111111)	
код ASCII в ШСС	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:

$n0, n1, n2, \dots, nN, nN+1,$

где $n0$ - поле 0, содержащее начальный символ (\$) и символы заголовка сообщения;

$n1, n2, \dots, nN$ - поля данных сообщения; $nN+1$ - 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 по протоколу 0183 приведены в табл. 2.66 [271, 272].

Таблица 2.66. Типы сообщений

№ п/п	Заголовок сообщения	Содержание 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 табл. 2.66, 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*, *\$GPGRS*, *\$GPZDA*, *\$GPGST*, *\$GPRGS*, *\$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	<i>\$GPGGA</i> , п1, п2, п3, п4, п5, п6, п7, п8, п9, п10, п11, п12, п13, п14, п15
пример сообщения	<i>\$GPGGA,113037.00, 5026.3414741, N, 03025.7762513, E, 1,10,0.8, 186.518, M,,,,*34</i>
пример сообщения	<i>\$GPGGA,113037.00, 5026.3414741, N, 03025.7762513, E,1,10,0.8,186.518, M, 24.40, M,, *55</i>

Поле	Описание	Диапазон значений	Пример
<i>\$GPGGA</i>	Заголовок		<i>\$GPGGA</i>
п1	Время <i>UTC</i> 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 (<i>ddmm.mmmmmmm</i>)	0...90 град.	50°26'.3414741
п3	Сектор широты, <i>N</i> = Северный, <i>S</i> = Южный.	" <i>N</i> " или " <i>S</i> "	Северная широта
п4	Координата долготы в градусах, минутах и долях минуты (<i>ddmm.mmmmmmm</i>)	0...180 град.	030°25'.7762513
п5	Сектор долготы, <i>E</i> = Восточный, <i>W</i> = Западный	" <i>E</i> " или " <i>W</i> "	Восточная долгота
п6	Тип позиционирования: 1 = Автономное позиционирование 2 = Позиционирование с дифференциальной коррекцией 3 = Неоднозначный <i>RTK</i> режим 4 = Фиксированный <i>RTK</i> режим	1, 2, 3, 4	Автономное позиционирование
п7	Количество спутников системы <i>GPS</i> , используемых при расчете местоположения	3...24	10
п8	<i>HDOP</i> - 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, <i>M</i> = метры.	" <i>M</i> "	метры
п11	Волна геоида	± 999,999	
п12	Единицы измерения волны геоида, <i>M</i> = метры	" <i>M</i> "	
п13	Возраст дифференциальных поправок, <i>sss</i> , в секундах	±999,999	
п14	Идентификатор базовой станции	0...1023	
п15	Контрольная сумма		*34

Сообщение *GLL* о широте и долготе, определенное навигационным приемником *Pro-Pak G2*

формат на выходе приемника	<i>\$GPGLL</i> , п1, п2, п3, п4, п5, п6*п7
пример сообщения	<i>\$GPGLL, 5026.3415196, N, 03025.7762628, E, 113012.00, A*04</i>

Поле	Описание	Диапазон значений	Пример
<i>\$GPGLL</i>	Заголовок		<i>\$GPGLL</i>
п1	Координата широты, <i>ddmm.mmmmmmm</i> , в градусах, минутах и долях минуты	0...90°	50°26'.3415196
п2	Сектор широты, <i>N</i> = Северный, <i>S</i> = Южный	" <i>N</i> " или " <i>S</i> "	Северный
п3	Координата долготы, <i>ddmm.mmmmmmm</i> , в градусах, минутах и долях минуты	0...180°	030°25'.7762628
п4	Сектор долготы, <i>E</i> = Восточный, <i>W</i> = Западный	" <i>E</i> " или " <i>W</i> "	Восточный
п5	<i>UTC</i> местоположения (в часах, минутах и секундах)	00...235959.5	11h 30m 07s
п6	Состояние, <i>A</i> = данные верные, <i>V</i> = данные неверные	<i>A</i> или <i>V</i>	<i>A</i>
п7	Контрольная сумма		*04

Сообщение *GSA* о факторах ухудшения точности (*DOP*), измеренных навигационным приемником *ProPak G2*

формат на выходе приемника	<i>\$GPGSA</i> , п1, п2, п3, п4, п5, п6, п7, п8, п9, п10, п11, п12, п13,, п14, п15, п16 п17
пример сообщения	<i>\$GPGSA, M, 3,01,25,19,11,09,28,14,15,03,22,20,1.3,0.9,1.0*39</i>

Поле	Описание	Пример
<i>\$GPGSA</i>	Заголовок	<i>\$GPGSA</i>
п1	Режим работы: <i>M</i> - ручной, <i>A</i> - автоматический	<i>M</i>
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 <i>PDOP</i>	1.3
п15	Значение <i>HDOP</i>	0.9
п16	Значение <i>VDOP</i>	1.0
п17	Контрольная сумма	*39

Сообщение *ZDA* о времени и дате, полученное навигационным приемником *ProPak G2*

формат на выходе приемника	<i>\$GPZDA</i> , п1, п2, п3, п4, п5, п6*п7
пример сообщения	<i>\$GPZDA, 113007.00,28, 06, 2006, +07, 00*68</i>

Поле	Описание	Диапазон значений	Пример
1	2	3	4
<i>\$GPZDA</i>	Заголовок		<i>\$GPZDA</i>
п1	Время <i>UTC</i> (часы, минуты, секунды)	00...235959.50	11h 30m 07s
п2	Текущее число месяца	01...31	28
п3	Текущий месяц	01...12	06

Окончание таблицы

1	2	3	4
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, если местоположение рассчитано.

Поле	Описание	Диапазон значений	Пример
\$GPGST	Заголовок		\$GPGST
п1	Время фиксирования GST, связанное с данным предложением (командной строчкой) - (hhmmss.ss)	000000.00... ...235959.95	17h 46m 40.00s
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) $2*(HDOP)^2=(\text{стандартное отклонение ошибки широты})^2+(\text{стандартное отклонение ошибки долготы})^2$ (Величина RMS стандартного отклонения диапазона входных данных) $2*(VDOP)^2=(\text{стандартное отклонение ошибки высоты})^2$	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 <i>UTC</i> 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 <i>GPS</i>		0.4
п4	То же - для второго спутника <i>GPS</i>		0.8
п5	То же - для третьего спутника <i>GPS</i>		-0.7
п6	То же - для четвертого спутника <i>GPS</i>		0.7
п7	То же - для пятого спутника <i>GPS</i>		-0.7
п8	То же - для шестого спутника <i>GPS</i>		-0.6
п9	То же - для седьмого спутника <i>GPS</i>		-1.0
п10	То же - для восьмого спутника <i>GPS</i>		-0.0
п11	То же - для девятого спутника <i>GPS</i>		-0.7
п12	То же - для десятого спутника <i>GPS</i>		0.8
п13	То же - для одиннадцатого спутника <i>GPS</i>		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,Т,1934.4,М,000.11,Н,000.20,К*3Е

Поле	Описание	Диапазон значений	Пример
\$GPVTG	Заголовок		\$GPVTG
п1	Истинный трек/Истинный курс над землей	000.00...359.99	179.21
п2	<i>T</i> = истинный курс	<i>T</i>	<i>T</i>
п3	Магнитный трек/Магнитный курс (полета) над землей (выводится, если опция магнитных изменений/магнитного склонения (<i>M</i>) инсталлирована в приемнике)	00.00...359.99	193.44
п4	Метка магнитного курса над землей, <i>M</i> = магнитный курс	<i>M</i>	<i>M</i>
п5	Скорость (полета) над землей в узлах	000...999.99	000.11
п6	Единицы измерения скорости (полета) над землей, <i>N</i> = узлов	<i>N</i>	<i>N</i>
п7	Скорость над землей, км в час	000...999.99	000.20
п8	Единицы измерения скорости над землей, <i>K</i> = (километров в час)	<i>K</i>	<i>K</i>
п9	Контрольная сумма		3Е

Сообщение *RMC* о магнитном склонении, полученное приемником *ProPak G2*

формат на выходе приемника	\$GPRMS, п1,п2,п3,п4,п5,п6,п7,п8,п9,п10,п11*п12
пример сообщения	\$GPRMC, 113017.00,А,5026.3415015,Н,03025.7762474,Е,0.028,219.7,180405,0.0,Е*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 ($ddmm.mmmmmm$)	0000.0000... ...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 апр. 2005 г.)
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	\$GPALM, 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 t_{oa}	87
п8	$(\sigma)_i$, наклонение	0D68
п9	OMEGADOT, величина прямого восхождения	FD30
п10	Корень квадратный большой полуоси	A10CAB
п11	ω , аргумент перигея	6EE732
п12	$(OMEGA)_o$, долгота восходящего узла	525880
п13	M_o , истинная аномалия	6DC5A8
п14	af_0 , поправка шкалы времени	009
п15	af_1 , поправка шкалы времени	005
п16	Контрольная сумма	6C

Сообщение *GSV* о видимых спутниках, полученное навигационным приемником *Pro-Pak G2*

формат на выходе приемника	\$GPGSV, 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	Номер 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 <i>PRN</i> - номер, угол прямого восхождения, азимут, сигнал/шум ... Последний <i>PRN</i> - 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 2 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 = '$GPZDA,113012.00,18,04,2005.,*6C';
str1 = ('$PALM,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 табл. 2.67 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 2.67. 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 наклона 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 табл. 2.68 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 2.68. Формат SEM

28 CURRENT.ALM	Данные и комментарии	
127 319488	<p style="text-align: center;">Номер недели, к которой относятся данные альманаха (127 или 127+1024); время в неделе, к которому относятся данные альманаха (319488 секунд от начала недели)</p>	
1 (Номер спутника)	PRN по ICD-GPS-200C	
32		
1 (Параметр определения точности псевдодальности)	URA по ICD-GPS-200C	
0.53162574768066E-0002 (Эксцентриситет)	0.80013275146484E-0002 ⁽²⁾ (Отклонение угла наклона орбиты спутника от 0.3 полуциклов)	-0.26193447411060E-0008 ⁽¹⁾ (Скорость изменения прямого восхождения (OMEGADOT))
0.51536420898438E+0004 (Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника)	-0.21464443206787E+0000 ⁽¹⁾ (Долгота восходящего узла орбитальной плоскости (Ω_0))	-0.54616653919220E+0000 ⁽¹⁾ (Аргумент перигея (ω))
-0.19728100299835E+0000 ⁽¹⁾ (Средняя аномалия на время привязки t_{oa})	0.21362304687500E-0003 (Параметры коррекции шкалы времени $Af^0(s)$)	0.00000000000000E+0000 (Параметры коррекции шкалы времени $Af^1(s/s)$)
0	Здоровье спутника	
9	Конфигурация спутников по ICD-GPS-200C	

Примечание:

текста обозначенного курсивом в альманахе SEM нет.

⁽¹⁾ Если это число умножить на π , то оно будет соответствовать значению формата YUMA.

⁽²⁾ 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 с начала недели. Неделя GPS начинается в ночь с субботы на воскресенье (первый день недели - воскресенье, седьмой - суббота). Значения секунд в днях недели приводятся в табл. 2.69.

Таблица 2.69 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	147456
3	Вторник	172801...259200	233472
4	Среда	259201...345600	319488
5	Четверг	345601...432000	405504
6	Пятница	432000...518400	503808 (19h 56m 48s)
7	Суббота	518401...604800	589824



ОСНОВНЫЕ СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

3.1 Характеристика радионавигационного поля СРНС

3.2 Спутниковый навигационный приемник

3.2.1 Требования к спутниковым навигационным приемникам

3.2.2 *GNSS* приемник, взаимодействующий с *SBAS*

3.2.3 Обобщенная функциональная схема навигационного приемника

3.2.4 Антенны *GNSS*

3.2.5 Радиотехнический модуль

3.2.6 Поиск и обнаружение сигнала навигационного спутника

3.2.7 Слежение за сигналом навигационного спутника

3.2.8 Совмещенные навигационные приемники

3.2.9 Демодуляция сообщений навигационных спутников ГЛОНАСС

3.2.10 Структура навигационного приемника *GPS*

3.3 Авиационные *DGNSS*

3.3.1 Концепция построения авиационной *DGNSS*

3.3.2 Алгоритм функционирования ККС

3.3.3 Антенно-фидерное устройство

3.3.4 Блок датчиков *GNSS*

3.3.5 Блок обработки данных

3.3.6 Передатчик корректирующей информации

3.3.7 Контрольный приемник

3.3.8 Алгоритмы контроля целостности наземных функциональных дополнений

3.1 Характеристика радионавигационного поля СРНС

Спутниковые радионавигационные системы формируют в околоземном пространстве радионавигационное поле. Средства, обеспечивающие навигацию: спутниковые навигационные приемники, станции с дифференциальным режимом (контрольно-корректирующие станции), аппаратура обслуживания - принимают и обрабатывают информацию из радионавигационного поля и решают задачи в соответствии с функциональным назначением.

Дадим оценку энергетическому потенциалу, создаваемому навигационным спутником *GPS* на поверхности Земли и в околоземном пространстве. Обратимся к рис. 3.1, на котором изображено распределение электромагнитной энергии, излучаемой антенной системой спутника *GPS*, на поверхности Земли. На рис. 3.1 обозначено: *S* - положение навигационного спутника на орбите; *O* - центр Земли; *З* - положение антенны приемника потребителя для состояния, когда спутник находится в зените; *М* - 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 *М*; *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.

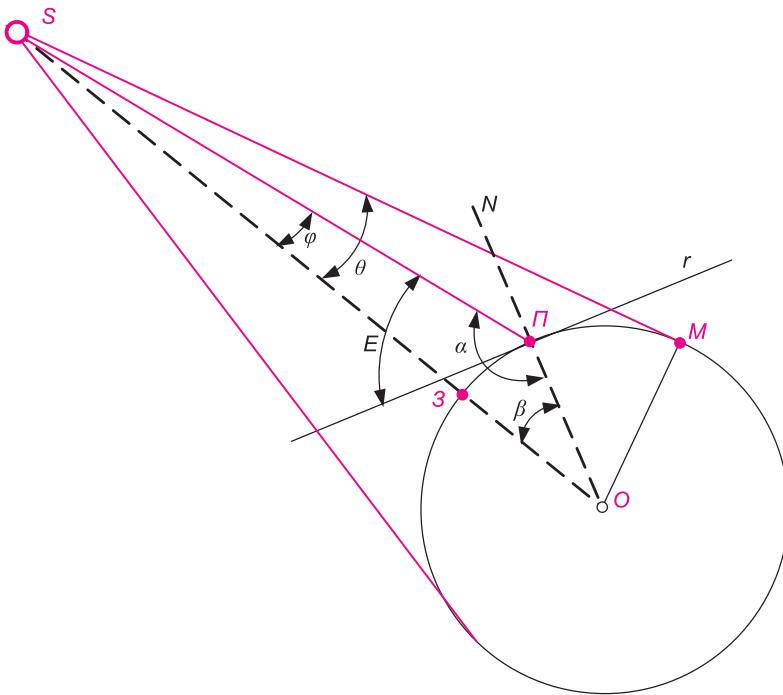


Рис. 3.1. Охват поверхности Земли электромагнитным излучением спутника *GPS*

Электромагнитный сигнал от навигационного спутника распространяется прямолинейно и формирует на Земле зону устойчивого приема. Границей этой зоны является линия, полученная перемещением точки *М* 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 *М-З*

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 SII и угол φ рассчитываются по формулам треугольника [75]:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \frac{\pi}{2} + E, \\ \sin \varphi &= \frac{OP \cdot \sin \alpha}{OS}, \\ \beta &= \pi - (\alpha + \varphi), \\ SII &= \frac{OS \cdot \sin \beta}{\sin \alpha}. \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

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

$$P_{dB} = 10 \log \left(\frac{\lambda}{4\pi r} \right)^2, \quad (3.2)$$

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

Угол θ с учетом (3.1) определяется из соотношения:

$$\theta = \arcsin \frac{OM}{OS}. \quad (3.3)$$

Из выражений (3.1) и (3.3) определяется связь между углами E и φ , а по формуле (3.2), зная r , рассчитывается неравномерность потерь мощности на поверхности Земли.

Программа, выполняющая приведенные выше процедуры, приводится в разделе 6. Результаты расчетов изображены на рис. 3.2 и рис. 3.3.

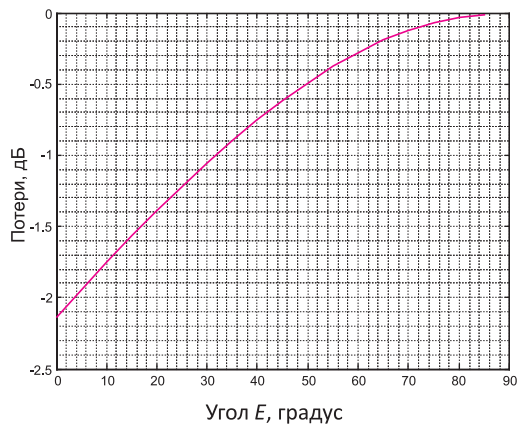
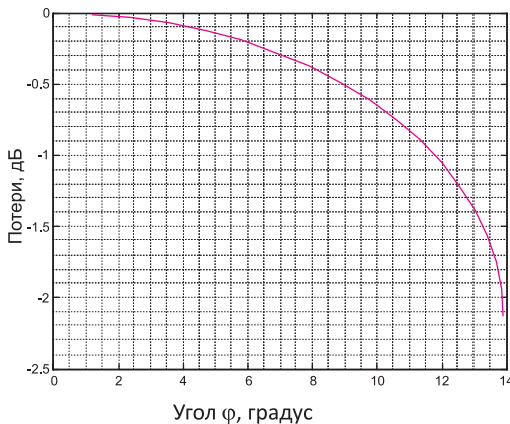
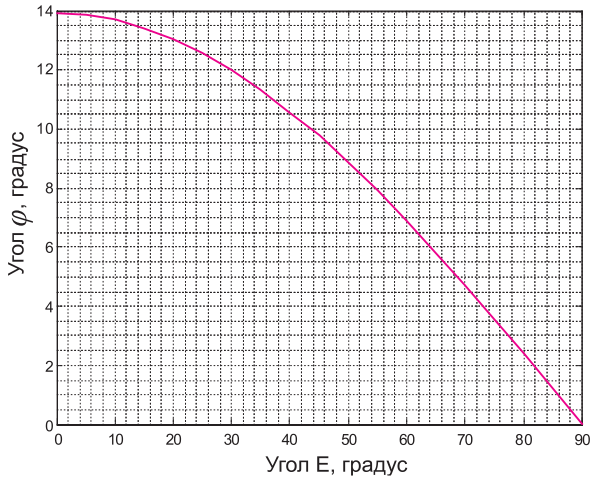


Рис. 3.2. Зависимость потерь от углов облучения поверхности Земли или видимости навигационного спутника

Связь между углами E и φ иллюстрирует рис. 3.3, что будет использовано далее.

Рис.3.3. Связь между углами E и φ

Из данных рис. 3.2 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. На рис. 3.4 приведены зависимости составляющих неравномерности потерь в зоне приема от угла видимости при неоптимизированной антенне навигационного спутника.

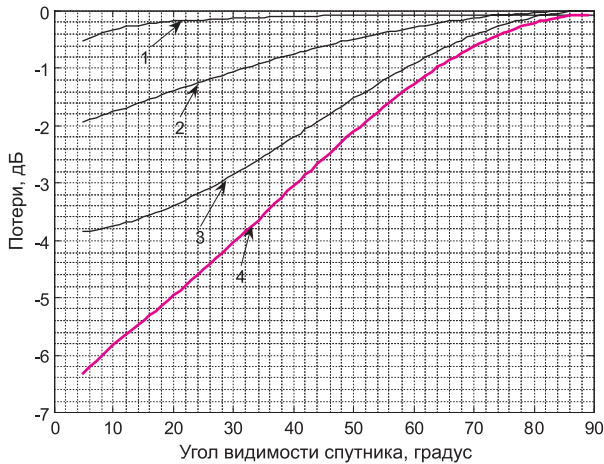


Рис. 3.4. Зависимость составляющих потерь от угла видимости: 1 - потери в атмосфере, 2 - потери из-за разницы расстояний от спутника до потребителя, 3 - потери, обусловленные диаграммой направленности, 4 - суммарная неравномерность потерь

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 [276, 277]. Упрощенная структура апертуры передающей антенны спутника GPS изображена на рис. 3.5.

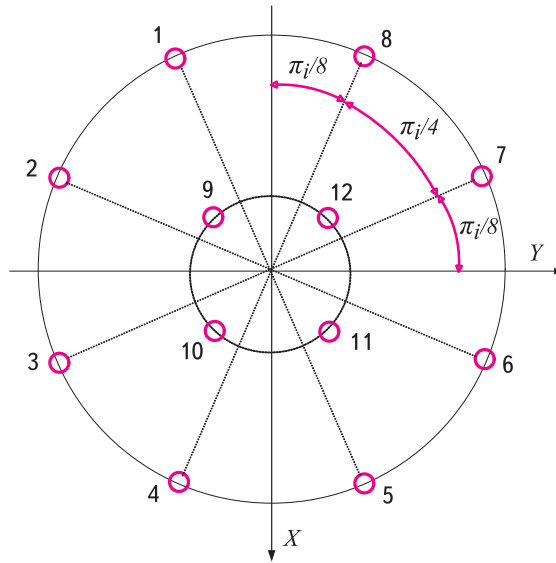


Рис. 3.5. Упрощенная структура апертуры передающей антенны спутника GPS

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 элементом 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.

Упрощенный расчет диаграммы направленности антенной решетки может быть выполнен с помощью соотношений [8, 127, 153]:

$$\left. \begin{aligned} U_{\theta}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi) \cdot U_{\theta u}(\theta, \varphi); \\ U_{\varphi}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi) \cdot U_{\varphi u}(\theta, \varphi), \end{aligned} \right\} \quad (3.4)$$

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.3.5.

Множитель антенной решетки рассчитывается по выражению [153]:

$$U_M(\theta, \varphi) = \sum_{i=1}^{12} U_i \exp[jk(x_i \sin \theta \cdot \cos \varphi + y_i \sin \theta \cdot \sin \varphi + z_i \cos \theta)], \quad (3.5)$$

где: U_i - амплитуда электромагнитной волны, возбуждающая i -тый излучатель; x_i, y_i, z_i - координаты фазового центра излучателя согласно рис. 3.5.

Диаграмма направленности (ДН) антенной решетки в основном определяется ее множителем. На рис. 3.6 изображены множители 4-элементной внутренней подрешетки (линия 1), 8-элементной внешней подрешетки (линия 2) и результирующей 12-элементной решетки (линия 3), рассчитанные по (3.4), (3.5)

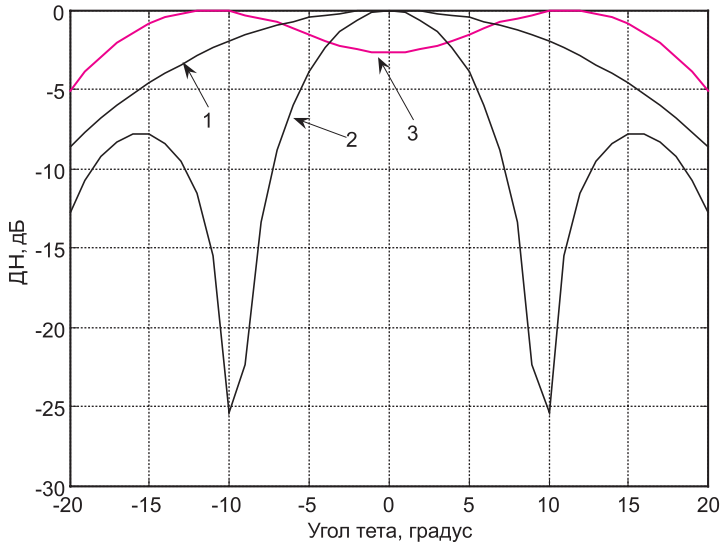


Рис. 3.6. Угловые зависимости множителей антенных решеток

Как видно на рис. 3.6 (линия 3), 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. 3.7).

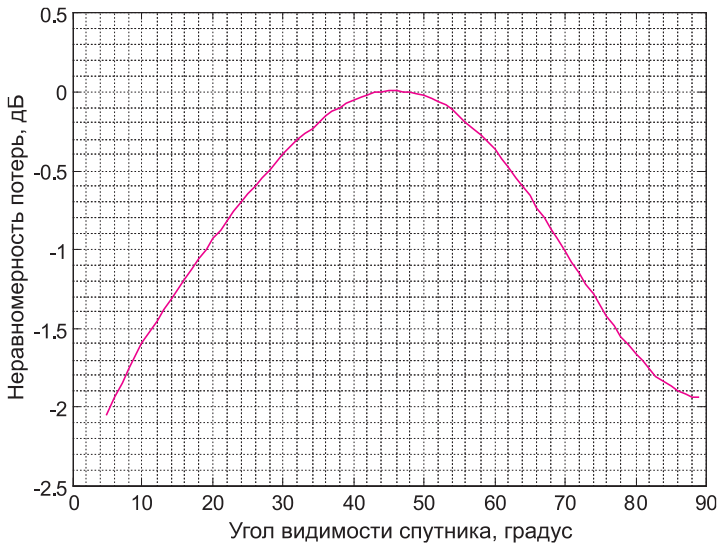


Рис. 3.7. Зависимость неравномерности потерь от угла видимости

Таким образом, при оптимизации ДН-передающей антенны навигационного спутника неравномерность потерь снижается более чем на 4 дБ. Согласно [234, 235], 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.

Пространственная ДН антенной решетки навигационного спутника и ее проекция на плоскость $xу$ изображена на рис. 3.8.

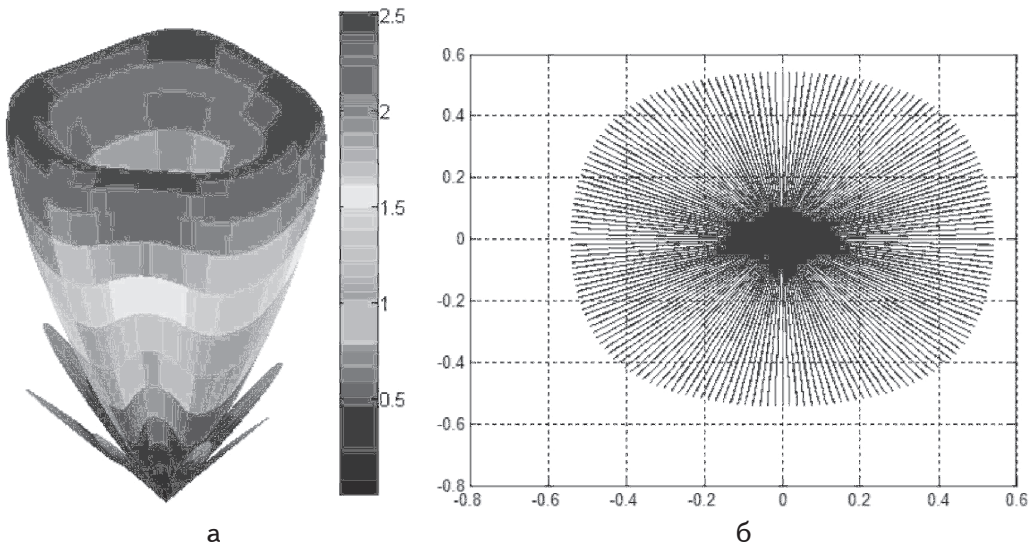


Рис. 3.8. ДН антенны навигационного спутника:
а - объемная, б - проекция на плоскость $xу$

(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 496)

Рис. 3.8б по сути показывает зону облучения земной поверхности электромагнитным полем, генерируемым на навигационном спутнике.

Программы, с помощью которых были выполнены расчеты диаграмм направленности, приведены в разделе 6.

3.2 Спутниковый навигационный приемник

3.2.1 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 целый ряд требований, сформулированных в международных, национальных и ведомственных стандартах [83, 216].

Аппаратура потребителей становится одной из составляющих *GNSS* и должна взаимодействовать с *GPS*, ГЛОНАСС, *SBAS*, *GBAS*, *GRAS*, *ABAS*, *DGNSS*, *GALILEO* [47, 79, 80, 83, 84, 86, 112, 116, 208, 216].

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 30...40 спутников. Учитывая, что число спутников *GPS-24*, ГЛОНАСС-24 (потенциально), *GALILEO-27* (потенциально), *GEO-3* в приемнике может быть 75 каналов. Для проведения одномоментных измерений приемник должен иметь 6...40 каналов. Естественно, что эти количества каналов нужно рассматривать как ориентировочные.

Минимальные требования к *GNSS* (*GPS*/ГЛОНАСС) приемнику формулируются следующим образом.

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 и обработки их сигналов.

Приемник *GPS* должен компенсировать динамическое доплеровское смещение в измерениях по коду *C/A*, 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 должны 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 (*IODC*, *IODE* рассмотрены в разделе 2).

В алгоритмах приемника ГЛОНАСС перед решением навигационной задачи должна предусматриваться проверка правильности применения эфемеридной и временной информации, поступающей со спутников ГЛОНАСС.

Приемник должен удовлетворять требования к помехозащищенности согласно требований, приведенных в интерфейсных контрольных документах, и специальным требованиям пользователей, если они имеются.

Совмещенный приемник *GNSS* (*GPS*+ГЛОНАСС) должен удовлетворять требования для приемника *GPS* и требования для приемника ГЛОНАСС.

3.2.2 *GNSS* приемник, взаимодействующий с *SBAS*

Приемник должен принимать и обрабатывать сигналы *SBAS*, удовлетворять требования к приемникам *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO* [216, 257, 258, 302, 316].

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:

$$P_{CSC_n} = \alpha \cdot P + (1 - \alpha) \cdot \left[P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi} (\phi_n - \phi_{n-1}) \right], \quad (3.6)$$

где: P_{CSC_n} - сглаженная псевдодальность; $P_{CSC_{n-1}}$ - предыдущее значение сглаженной псевдодальности; P - необработанные (сырые) измерения псевдодальности; λ - длина волны на частоте $L1$; ϕ_n - текущее значение фазы несущей; ϕ_{n-1} - предыдущее значение фазы несущей; α - весовой коэффициент фильтра (интервал выборки/постоянная времени, равная 100 секундам).

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 данные 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* (параметр *IODP* и другие параметры, относящиеся к *SBAS*, рассмотрен в разделе 2).

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 *SBAS* типа 26, совпадает с *IODI_k*, связанным с соответствующей маской диапазона *IGP*, передаваемой в сообщении *SBAS* 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 *SBAS* типа 27) и мгновенно использовать более высокий показатель $\delta UDRE$. Более низкий $\delta UDRE$ в новом сообщении *SBAS* 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 нее, отнесенный к скорости изменения дальности, превышает интервал действия для быстрых поправок, или если возраст *RRC* превышает $\delta \Delta t$.

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 $\sigma_{UDRE}^2 > 12$.

При операциях точного захода на посадку среднеквадратическое значение погрешности (*RMS*) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодалности для спутников *GEO SBAS* при минимальной мощности принимаемого сигнала, наихудшей помеховой обстановке, не должно превышать 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 заходе на посадку» среднеквадратическое значение (*RMS*) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодалности для спутников *GEO SBAS* при минимальной мощности принимаемого сигнала и при наихудшей 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 кросскорреляцией.

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 используются 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 заходе 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 заходе на посадку» в приемнике должны рассчитываться и применяться уровни защиты по горизонтали и по вертикали. Алгоритмы расчета приведены в соответствующем разделе.

К приемнику взаимодействующему с системой наземного функционального дополнения *GBAS* предъявляются следующие минимальные требования.

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:

$$RMS_{pr-air}(\theta_n) \leq a_0 + a_1 \cdot e^{-\frac{\theta_n}{\theta_0}}, \quad (3.7)$$

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 табл. 3.1 (для спутников ГЛОНАСС эти коэффициенты не применяются).

Выражение (3.7) не включает ошибку измерения, вызванную многолучевостью от корпуса воздушного судна.

Таблица 3.1. 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 (*MBI*) содержит битовую последовательность «1010 1010»;
 если значение показателя непрерывности/целостности (*GCID*) *GBAS* при выборе *RPDS* до начала заключительных этапов захода на посадку соответствует значениям 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 приемнике должны применяться поправки к псевдодальностям только из последнего полученного набора поправок. Если число полей измерений в последнем полученном сообщении *GBAS* 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 *GBAS* 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 *GBAS* 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 *GBAS* 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 *GBAS*, для которых идентификатор *ID GBAS* (в заголовке блока сообщения) соответствует *ID GBAS* в заголовке сообщения *GBAS* 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 ОВЧ-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), $B_{i,1} - B_{i,4}$ (параметры целостности; в сообщении GBAS типа 1 вместе с параметром σ_{pr_air}). Если значение параметра $B_{i,j}$ содержит битовую последовательность «1000 0000», указывающую на непригодность данного измерения, то должно приниматься значение $B_{i,j}$, 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 в сообщении GBAS 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 GBAS 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 сообщения GBAS типа 1.

В приемнике измеренные псевдодальности для каждого спутника должны сглаживаться с использованием измерений на несущей частоте и сглаживающего фильтра, выработанные данные которого отклоняются 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/сек.

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.

3.2.3 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 вырабатывать 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.3.9.

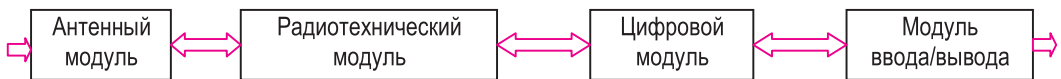


Рис. 3.9. Обобщенная схема приемника

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 выработанных приемником данных потребителю.

Рассмотрим, на основании каких принципов выполняются основные модули навигационного приемника.

3.2.4 Антенны GNSS

В аппаратуре потребителей, как правило, применяются антенны на несимметричной плосковой 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 маломощный усилитель мощности.

Полосковая резонаторная антенна (ПРА) изображена на рис. 3.10 и представляет собой полосковый проводник (1), расположенный над металлической плоскостью (2) и диэлектрическим основанием (3) и в определенном месте, соответствующем точке возбуждения круговой поляризации, соединенный с выходной линией передачи (4).

Принцип действия ПРА состоит в следующем. Объем, заключенный между полосковым проводником и металлической плоскостью, представляет собой резонатор электромагнитных колебаний. При соответствующем возбуждении в резонаторе возникают электромагнитные колебания вдоль продольной и поперечной осей.

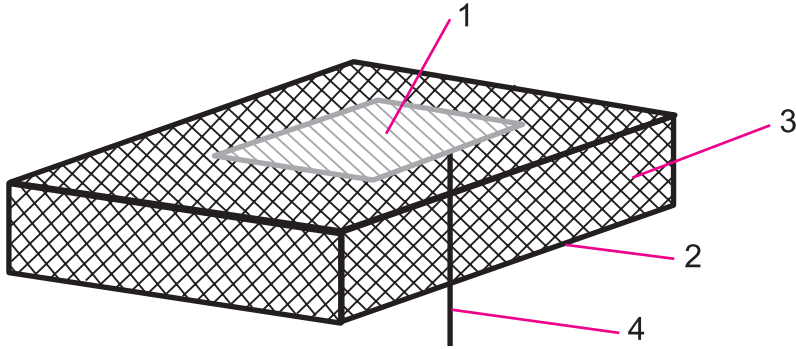


Рис. 3.10. Полосковая резонаторная антенна

При выборе размеров полоскового проводника, близких к половине длины волны, каждая пара противоположных «щелей» (области, перпендикулярные металлической плоскости, ограниченные кромками полоскового проводника) создает условия излучения электромагнитных волн в верхнюю полусферу над полосковым проводником.

Если между электрическими составляющими продольных и поперечных колебаний создать фазовый сдвиг 90° , то излучаемое электромагнитное поле будет иметь поляризацию, близкую к круговой.

Для расчета параметров пассивной антенны была разработана **электродинамическая модель** [70, 111], включающая в себя:

- параметры диэлектрической подложки (ϵ_r - диэлектрическая проницаемость материала, h - толщина подложки);
- геометрические размеры полоскового проводника;
- местоположение точки возбуждения круговой поляризации;
- длину волны электромагнитных колебаний (λ_0);
- частотную зависимость входного сопротивления и прочие составляющие.

Модель позволяет определить геометрические размеры ПРА, диаграммы направленности, коэффициент направленного действия, сопротивление излучения, коэффициент связи между резонаторами, а также осуществлять компьютерную «настройку» антенны.

При построении модели ПРА со стороны возбуждения рассматривалась как два включенных друг за другом резонатора, связанных между собой через реактивный элемент. Входные проводимости резонаторов определялись из соотношений:

$$Y_{ax}(m) = \frac{1}{Z_0} \left[\frac{\left[Z_0 + i \cdot Z_n \cdot \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1+C)}{2} \right] \right]}{\left[Z_n + i \cdot Z_0 \cdot \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1+C)}{2} \right] \right]} + \frac{\left[Z_0 + i \cdot Z_n \cdot \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1-C)}{2} \right] \right]}{\left[Z_n + i \cdot Z_0 \cdot \operatorname{tg} \left[k_0 \cdot b(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1-C)}{2} \right] \right]} \right], \quad (3.8)$$

$$Y_{\text{вх}}(m) = \frac{1}{Z_{10}} \left[\frac{\left[Z_{10} + i \cdot Z_{1\text{н}} \cdot \text{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1+C_1)}{2} \right] \right]}{\left[Z_{1\text{н}} + i \cdot Z_{10} \cdot \text{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1+C_1)}{2} \right] \right]} + \frac{\left[Z_{10} + i \cdot Z_{1\text{н}} \cdot \text{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1-C_1)}{2} \right] \right]}{\left[Z_{1\text{н}} + i \cdot Z_{10} \cdot \text{tg} \left[k_0 \cdot w(m) \cdot \lambda_0 \cdot \frac{(1-C_1)}{2} \right] \right]} \right], \quad (3.9)$$

где: Z_0, Z_{10} - волновые сопротивления несимметричной полосковой линии с длиной и шириной полоскового проводника (рис.3.10) и соответствующими параметрами подложки, k_0 - волновой коэффициент; $b(m)$ и $w(m)$ - относительные длина и ширина полоскового проводника; $Z_{\text{н}}, Z_{1\text{н}}$ - сопротивления излучения ортогональных щелей; C, C_1 - параметры включения сечения возбуждения ПРА относительно центра полоскового проводника; m - параметр, принимающий дискретные значения при расчете характеристик в полосе частот.

Параметры антенны рассчитываются по формулам:

входные сопротивления

$$Z_{\text{вх}}(m) = (Y_{\text{вх}}(m))^{-1}; \quad (3.10)$$

$$Z_{1\text{вх}}(m) = (Y_{1\text{вх}}(m))^{-1}; \quad (3.11)$$

$$Z(m) = \frac{Z_{\text{вх}}(m) \cdot (Z_{1\text{вх}}(m) + l_i \cdot X)}{Z_{\text{вх}}(m) + Z_{1\text{вх}}(m) + l_i \cdot X}; \quad (3.12)$$

коэффициент эллиптичности

$$E(m) = \left| \frac{i \cdot X + Z_{1\text{вх}}(m)}{Z_{1\text{вх}}(m)} \right|; \quad (3.13)$$

коэффициент отражения входа

$$S_{11}(m) = \frac{ZL - Z(m)}{ZL + Z(m)}; \quad (3.14)$$

коэффициент стоячей волны по напряжению

$$KCBH(m) = \frac{1 + |S_{11}(m)|}{1 - |S_{11}(m)|}; \quad (3.15)$$

где: $Y_{\text{вх}}$ - входная проводимость; $i = \sqrt{-1}$; X - реактивное сопротивление элемента связи; ZL - волновое сопротивление линии, возбуждающей ПРА.

При расчете характеристик ПРА использовались работы [76, 91, 92, 175, 189, 275, 282]. Для функции излучения полоскового излучателя:

$$f_1(\Theta, \varphi) = \frac{\left(\frac{\cos \left(\pi \cdot \sin(\Theta) \cdot \frac{\cos(\varphi)}{2\sqrt{\varepsilon_{\varphi\phi}}} \right)}{\sin^2(\Theta) \cdot \cos^2(\varphi) - \varepsilon_{\varphi\phi}} \right)^2}{\left[\frac{\sin \left[w \cdot k_0 \left(\sin(\Theta) \cdot \frac{\sin(\varphi)}{2} \right) \right]}{w \cdot k_0 \left(\sin(\Theta) \cdot \frac{\sin(\varphi)}{2} \right)} \right]^2}; \quad (3.16)$$

$$f_2(\Theta, \varphi) = \frac{\cos^2(\Theta) \cdot \sin^2(\varphi)}{\varepsilon_r - \sin^2(\Theta) \cdot \left(\operatorname{ctg} \left(h \cdot k_0 \cdot \sqrt{\varepsilon_r - \sin^2(\Theta)} \right) \right)^2 + \cos^2(\Theta)}; \quad (3.17)$$

$$f_3(\Theta, \varphi) = \frac{\cos^2(\Theta) \cdot \cos^2(\varphi) \cdot (\varepsilon_r - \sin^2(\Theta))}{(\varepsilon_r - \sin^2(\Theta)) + (\varepsilon_r)^2 \cdot \cos^2(\Theta) \cdot \left(\operatorname{ctg} \left(h \cdot k_0 \cdot \sqrt{\varepsilon_r - \sin^2(\Theta)} \right) \right)^2}; \quad (3.18)$$

$$F = \left[\frac{120}{(Z_0)^2 \cdot \pi} \cdot \varepsilon_{\text{эф}} \cdot \int_0^{2\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} f_1(\Theta, \varphi) \cdot (f_2(\Theta, \varphi) + f_3(\Theta, \varphi)) \sin(\Theta) d\Theta d\varphi \right]^{-1}, \quad (3.19)$$

где: Θ и φ - углы места и азимута соответственно; $\varepsilon_{\text{эф}}$ - эффективная диэлектрическая проницаемость несимметричной полосковой линии; F - сопротивление излучения ПРА с линейной поляризацией.

Отметим, что подинтегральное выражение в (3.19) описывает объемную диаграмму направленности ПРА с линейной поляризацией.

Адекватность модели была проверена на антенне фирмы *AMOTECH Co. Ltd* [222], имеющей следующие паспортные значения параметров: средняя частота 1582 ± 3 МГц, полоса пропускания ± 7.5 МГц (минимальная), КСВН 1.5 (максимальный), коэффициент эллиптичности 1.5 дБ (максимальный), коэффициент усиления 5 дБ (при излучении по нормали), минус 1 дБ (при излучении $\pm 80^\circ$ от нормали), диэлектрическая проницаемость подложки 20.5 ± 0.5 , высота подложки 4.1 мм, размеры полоскового проводника 20.8×20.8 мм соответственно, точка возбуждения круговой поляризации 2.6 ± 0.1 мм, длина катета проекции плоскости связи 1.8 мм.

Расчитанные по модели параметры этой антенны изображены на рис. 3.11 и рис. 3.12.

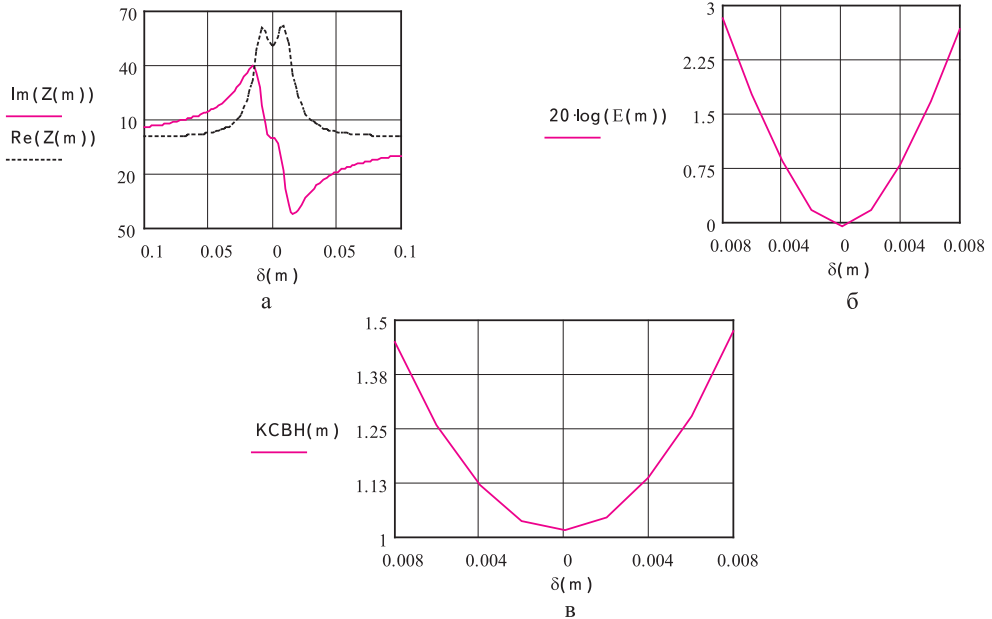


Рис. 3.11. Зависимости характеристики микрополосковой антенны от относительной частотной расстройки $\delta(m)$: а - реактивной и активной составляющих входного сопротивления; б - коэффициента эллиптичности; в - коэффициента стоячей волны

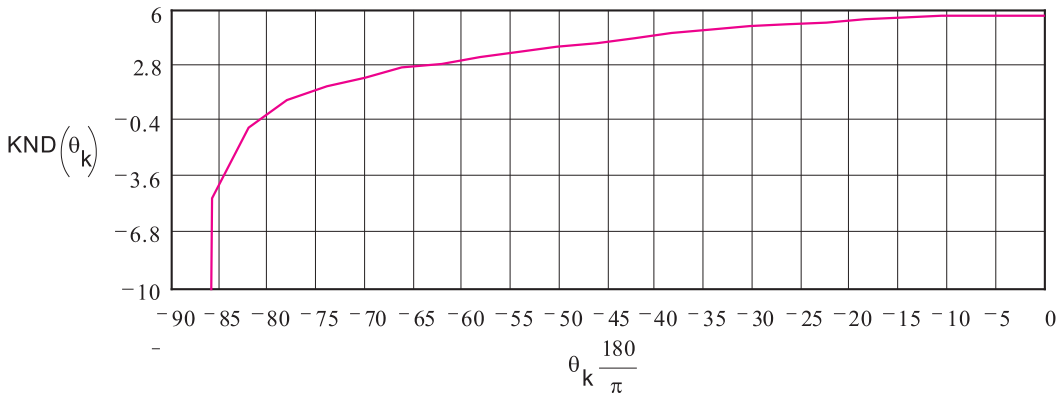


Рис. 3.12. Зависимость коэффициента направленного действия микрополосковой антенны от угла θ (в дБ)

Отметим, что полосе пропускания ± 7.5 MHz соответствует значение относительной частотной расстройки $\delta(m)$, равное ± 0.0047 . Как следует из представленных результатов, имеет место соответствие между исходными и полученными данными. Отметим также, что, как правило, расчетные соотношения для антенн имеют точность 1,...,5%, а в силу того, что материалы, применяемые для изготовления антенн, имеют разброс электрофизических параметров, проектирование антенн связано со значительным объемом макетирования.

Изложенное выше дает основание для применения модели для исследования ПРА. Исследования модели ПРА выявили следующее:

- с увеличением толщины подложки расширяется полоса пропускания антенны, как с линейной, так и с круговой поляризацией;

- с увеличением диэлектрической проницаемости расширяется диаграмма направленности антенны при углах θ , больших $\pm 60^\circ$;

- ширина полосы пропускания антенны с круговой поляризацией существенно уже полосы пропускания антенны с линейной поляризацией;

- форма полоскового проводника должна быть «почти квадратная» со скосами, перпендикулярными одной из диагоналей полоскового проводника.

После оценочных расчетов, заключающихся в расчете волновых сопротивлений линий, выборе размеров поперечных сечений линий из условий существования и возбуждения в полосковом резонаторе низших типов колебаний (01 и 10 соответственно) было проведено компьютерное проектирование антенны GNSS, в которой в качестве диэлектрической подложки использовался диэлектрик фторопласт-4.

Зависимости, приведенные на рис. 3.13 и 3.14, получены при следующих исходных и рассчитанных параметрах:

- средняя рабочая частота 1.595 ГГц;
- диэлектрическое основание - подложка из фторопласта-4;
- высота диэлектрического основания $h=5$ мм;
- геометрические размеры полоскового проводника - $w=66.3$ мм, $b=66.3$ мм;
- волновое сопротивление линии - $Z_0=16.6$ Ом;
- сопротивление излучения - 485 Ом;
- коэффициенты укорочения при w и b - 0.4895.

Результаты компьютерного проектирования антенны при относительной частотной расстройке $\delta(m)$, соответствующей требуемой полосе пропускания 1563,...,1615 МГц и равной ± 0.02 , изображены на рис. 3.13 и 3.14.

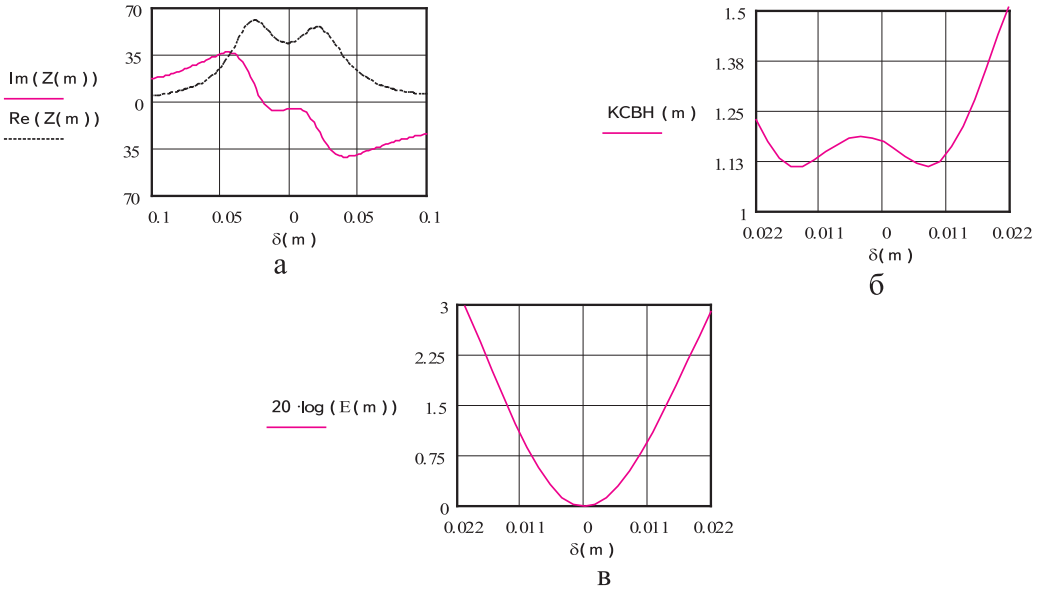


Рис. 3.13. Зависимости характеристики микрополосковой антенны от относительной частотной расстройки $\delta(m)$: а - реактивной и активной составляющих входного сопротивления; б - коэффициента стоячей волны; в - коэффициента эллиптичности

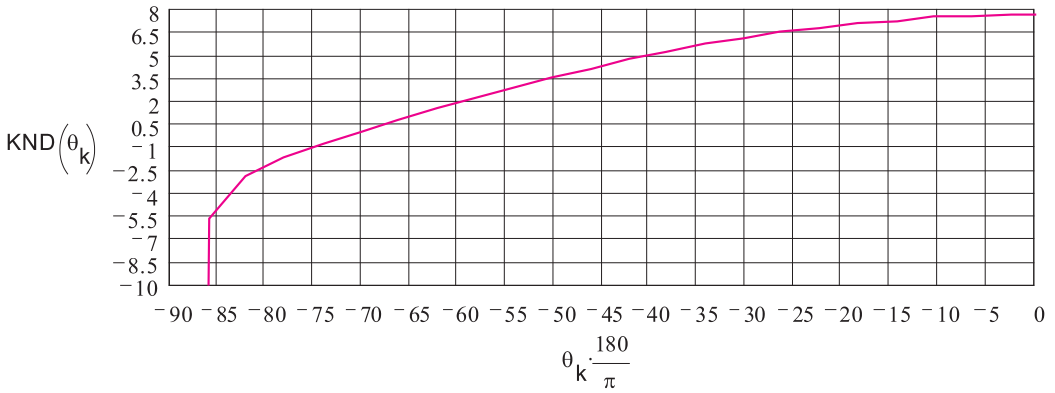


Рис. 3.14. Зависимость коэффициента направленного действия микрополосковой антенны от угла θ (в дБ)

Анализ численных значений, приведенных выше финальных результатов проектирования, а также учет многих промежуточных результатов, позволил заключить, что антенна в целом отражает требования, изложенные выше.

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. 3.15.

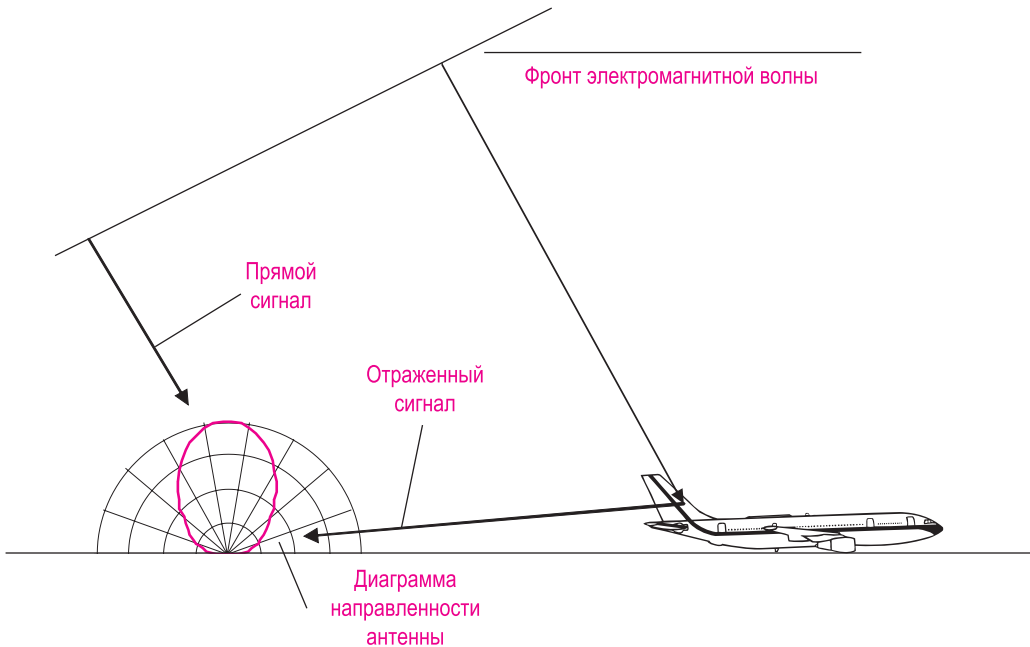


Рис. 3.15. Схема воздействия прямого и отраженного сигналов на антенну

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 (см. рис. 3.15).

В результате в тракте антенны имеет место векторное сложение полезного и мешающего электромагнитных колебаний (рис. 3.16), что приводит к дополнительным ошибкам при навигационных расчетах.

Из рис. 3.16 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.

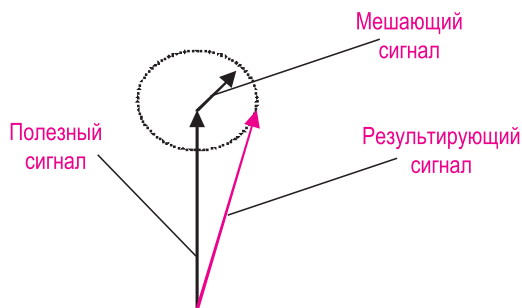


Рис. 3.16. Механизм взаимодействия полезного и мешающего сигналов

Будем полагать, что антенна ККС не должна принимать электромагнитные колебания в 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, поступающий с навигационного спутника.

Развязка между антенной ККС и вторичным источником в предположении, что они находятся над идеально проводящей поверхностью, выраженная в децибелах, записывается выражением [143]

$$X_{роз} = G_1 + G_2 + \Phi + P,$$

где G_1 - коэффициент усиления пассивной антенны *GNSS*; G_2 - коэффициент усиления антенны вторичного источника; $\Phi = 20 \lg \frac{\lambda}{4 \times \pi \times R}$ - пространственный фактор; P - поляризационный фактор; λ - длина волны; R - расстояние между антеннами.

Полагая, что антенна вторичного источника - изотропный излучатель ($G_2[\text{дБ}] = 0$), поляризационный фактор $P[\text{дБ}] = 0$, 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. 3.17 приведена зависимость $\Phi(R)$ при $\lambda = 0,19 \text{ м}$ (R дано в метрах).

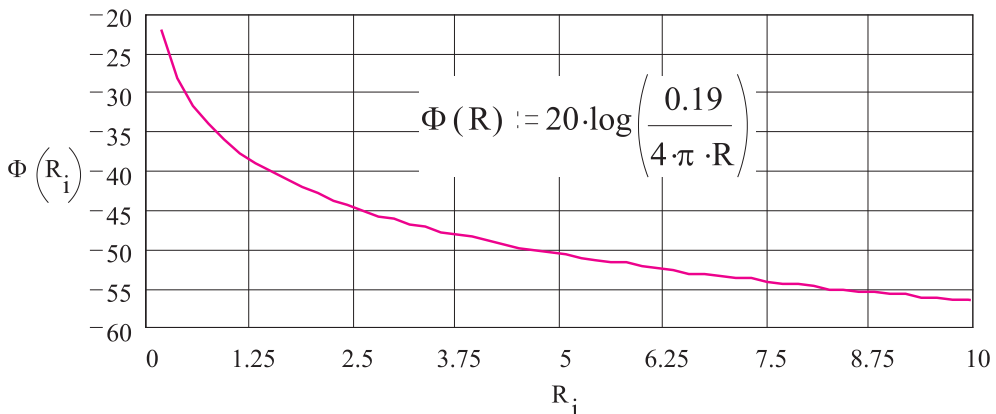


Рис. 3.17. Зависимость пространственного фактора от расстояния между антенной ККС и вторичным источником излучения

В силу того, что зависимость на рис. 3.17 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.

Периодическая структура изображена на рис. 3.18. 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. 3.18. В структуре высота ребер выбрана около четверти длины волны, диаметр структуры - 400 мм.

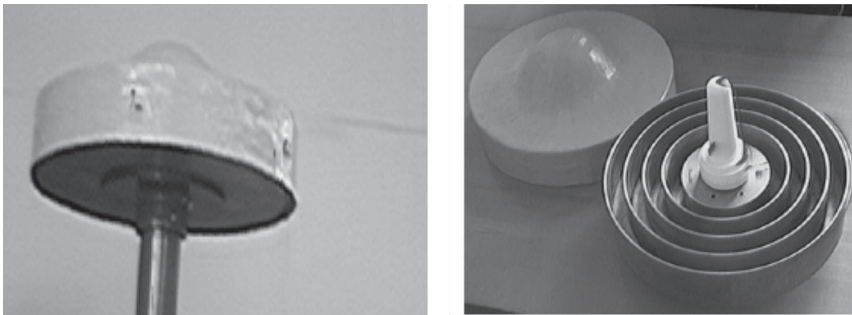
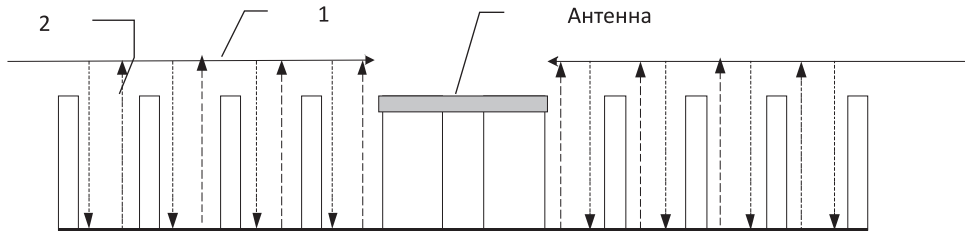


Рис. 3.18. Антенна со структурой подавления многолучевости:

1 - электромагнитная волна, 2 - составляющие электромагнитной волны

В заключение отметим, что изложенный выше материал не исчерпывает возможностей по совершенствованию параметров ПРА. Так, возбуждение полоскового излучателя посредством квадратурного мостового устройства позволяет уменьшить коэффициент эллиптичности ПРА. Применение двух полосковых излучателей, расположенных друг над другом, дает возможность создать двухдиапазонную антенну для частот $L1$ и $L2$. Однако это требует усложнения конструкции и переход на многослойные печатные полосковые линии.

3.2.5 Радиотехнический модуль

На навигационных GPS, ГЛОНАСС и геостационарных спутниках формируются и излучаются следующие сигналы:

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,L}} \cdot D_i(t) \cdot C_i(t) \cdot \cos(\omega_{L1} \cdot t + \theta) + \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot D_i(t) \cdot P_i(t) \cdot \sin(\omega_{L1} \cdot t + \theta); \quad (3.20)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot D_i(t) \cdot P_i(t) \cdot \sin(\omega_{L2} \cdot t + \theta); \quad (3.21)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,L}} \cdot D_i(t) \cdot C_i(t) \cdot \cos(\omega_{L5} \cdot t + \theta) + \sqrt{2 \cdot P_{i,Q}} \cdot C_i(t) \cdot \sin(\omega_{L5} \cdot t + \theta); \quad (3.22)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_i} \cdot D_{i,ГЛ}(t) \cdot C(t) \cdot \cos(\omega_{i,L1} \cdot t + \theta_i); \quad (3.23)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_i} \cdot D_{i,ГЛ}(t) \cdot C(t) \cdot \cos(\omega_{i,L2} \cdot t + \theta_i); \quad (3.24)$$

$$s_i(t) = \sqrt{2 \cdot P_{i,Geo}} \cdot D_{i,Geo}(t) \cdot C_{i,Geo}(t) \cdot \cos(\omega_{L1} \cdot t + \theta), \quad (3.25)$$

где: $s_i(t)$ - сигнал i -го спутника; t - системное время соответствующего спутника; $P_{i,L}$ - 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 (3.20-3.22) составляющие сигнала $D(t)$ (индексы опущены) 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 , длительностью 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 (3.23, 3.24) составляющие 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 (3.25) составляющие 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 (3.20 - 3.25) 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 (3.20 - 3.25) поступают с задержкой из-за времени распространения и несущей частотой измененной на величину доплеровского смещения частоты из-за взаимного перемещения спутников и приемника потребителя. Кроме того, интенсивность сигналов на поверхности земли и в околоземном пространстве ниже уровня естественных шумов и шума в каналах приемника. В цепях приемника сигналы навигационных спутников подвергаются специальной цифровой обработке с использованием различных алгоритмов [34, 48, 115, 120, 129, 157, 158, 176, 192, 237, 276, 277].

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.3.19) [26].

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 поступают 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).

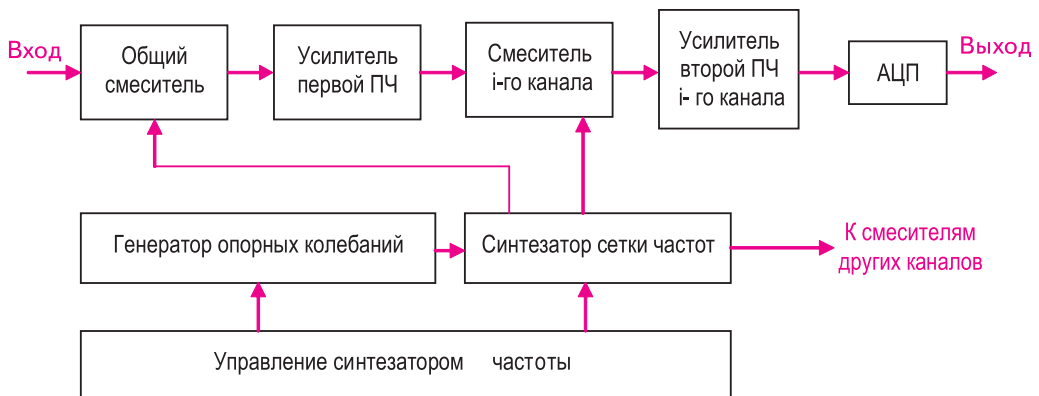


Рис. 3.19. Схема аналоговой части приемника ГЛОНАСС

В заключение отметим, что одним из важнейших элементов приемника является генератор опорных колебаний, от стабильности частоты которого зависят точностные характеристики аппаратуры в целом.

3.2.6 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:

$$n_0 = k \cdot T_0 \text{ Вт/Гц}, \tag{3.26}$$

где $k = 1.3803 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/К}\cdot\text{Гц}$ - постоянная Больцмана; $T_0 = 290\text{К}$ - температура в градусах Кельвина (комнатная температура).

Отношение мощности сигнала к мощности шума:

$$snr = \frac{s}{n \cdot b} \cdot g_A \cdot g_P \left(1 / \prod_1^i k_i \right), \tag{3.27}$$

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 шума; \prod - символ произведения.

Для каскадных структур расчеты по формулам вида (3.26, 3.27) для удобства ведут в логарифмическом масштабе (в децибелах). Для мощности от правых частей берутся $10\log(.)$, для напряжения (или напряженности поля) - $20\log(.)$.

Прохождение сигнала навигационного спутника схематично изображено на рис. 3.20.

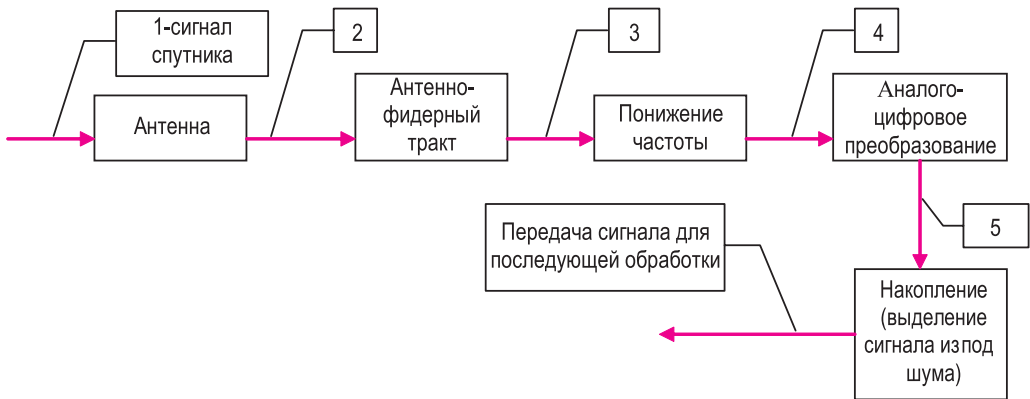


Рис. 3.20. Схема прохождения сигнала в приемнике

Руководствуясь, рис. 3.20 и формулой (3.28), запишем основные составляющие отношения мощности сигнала к мощности шума в децибелах:

$$\frac{S}{N} = 10 \cdot \log(snr) = 10 \cdot \log s - 10 \cdot \log n - 10 \cdot \log b + 10 \cdot \log g_A + 10 \cdot \log g_P - \tag{3.28}$$

$$- 10 \cdot \log k_1 - 10 \cdot \log k_2 - \dots$$

Отношение сигнал/шум в формуле (3.28) типично имеет следующие значения составляющих:

$C = 10 \cdot \log s = -160 \text{ дБВт}$ - минимальный уровень сигнала C/A кода спутника GPS на поверхности земли на частоте L1, измеренный в точке 2 рис. 3.20 стандартной антенной [202];

$N_0 = 10 \cdot \log n_0 = -204 \frac{\text{дБВт}}{\text{Гц}}$ - мощность шума при комнатной температуре в полосе частот 1 Гц;

$B = 10 \cdot \log b = 60.1 \text{ дБГц}$ - 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 малозумящего

усилителя мощности (верхняя строчка) и с малозумящим усилителем мощности;

$G_p = 10 \cdot \log g_p = 43 \text{ дБ}$ - усиление за счет обработки 20 последовательностей по 1023 символа при выделении 1 бита информации;

$K_1 = 10 \cdot \log k_1 = 1...2 \text{ дБ}$ - потери на реализацию аналогово-цифрового преобразования;

$K_2 = 10 \cdot \log k_2 = 1...5 \text{ дБ}$ - коэффициент шума приемника (*noise figure*).

Отметим, что в формуле (3.28) составляющие со знаком плюс характеризуют уровень сигнала, а со знаком минус - уровень шума.

Плотность вероятности огибающей шума на выходе узкополосной цепи дается распределением Релея [138]:

$$p_0(z) = \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right), \quad (3.29)$$

где: z - амплитуда (например, напряжение) шума; n - дисперсия шума.

Плотность вероятности огибающей сигнала в присутствии шума дается распределением Райса [138]:

$$p_1(z) = \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right), \quad (3.30)$$

где: z - напряжение шума; n - дисперсия шума; s - мощность сигнала; $I_0(\cdot)$ - модифицированная функция Бесселя нулевого порядка, первого рода.

Обнаружение сигналов является статистической задачей. На входе устройства обнаружения сигнала всегда, помимо сигнала, имеется шумовая составляющая, обусловленная различными факторами. Навигационный спутник и потребитель взаимно перемещаются, расстояние между ними непрерывно изменяется, на спутниковый сигнал влияют атмосферные явления, шумовые составляющие элементов приемника, шумы окружающего пространства. В таких условиях возникает задача безошибочного оптимального обнаружения сигнала в условиях шумов.

Сигналы навигационных спутников, поступающие в приемник, имеют разные амплитуды из-за того, что спутники находятся на различных расстояниях от антенны приемника, отличающиеся на величину доплеровского смещения частоты из-за взаимного движения спутников и приемника, и смещенные псевдослучайные коды из-за запаздываний сигналов спутников при распространении.

Сигнал на входе устройства обнаружения можно представить как сумму собственно сигнала $u(t)$ и шума $n(t)$ т.е.:

$$z(t) = a \cdot u(t) + n(t). \quad (3.31)$$

Пусть сигнал $u(t)$ известен, а сообщение « a » нужно определить.

Положим, что сообщение « a » может принимать два значения: $a=0=a_0$ и $a=1=a_1$.

Вероятности присутствия и отсутствия сигнала обозначим $P_{(a1)}$ и $P_{(a0)}$ соответственно.

Устройство обнаружения должно проанализировать сигнал $z(t)$ в течение времени T и воспроизвести сообщение « a ». Сигнал $z(t)$ является непрерывной функцией времени и

представляет собой случайный процесс. Если в данном случайном процессе в течении заданного времени T выбрать k значений сигнала $z(t)$ так чтобы $k = T \cdot F$,

где: $F = \frac{1}{\Delta t}$ ширина спектра сигнала $z(t)$,

Δt - интервал, с которым берутся отсчеты сигнала $z_1 \dots z_k$, то с использованием методов математической статистики можно оценить наличие или отсутствие параметра «а».

Задача обнаружения сводится к проверке двух статистических гипотез: сигнал «а» во входной смеси есть или сигнала «а» во входной смеси нет.

Для проверки этих гипотез необходимо:

сформировать или выбрать критерий оптимальности, который должен приводить к математическим соотношениям и алгоритмам, поддающимся решению;

реализовать алгоритмы решения радиотехническими средствами;

сопоставить и оценить оптимальность математического аппарата и реального физического устройства обнаружения сигнала.

Под критерием оптимальности понимается процедура, по которой из совокупности устройств обнаружения можно выбрать наилучшее устройство.

В данной книге не ставится задача проектирования приемника, а приводятся некоторые упрощенные основные теоретические предпосылки, на основании которых и вырабатываются технические решения при реализации приемников.

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. 3.21.

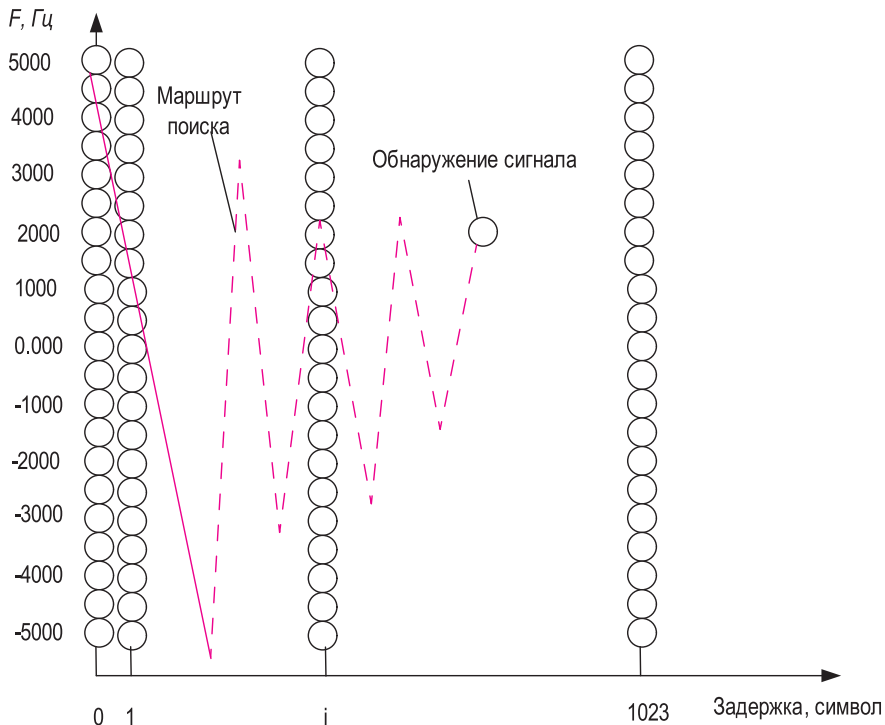


Рис. 3.21. Двухмерная модель поиска сигнала

Процедура поиска состоит в следующем. Каждая ячейка на рис. 3.21 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. 3.22.

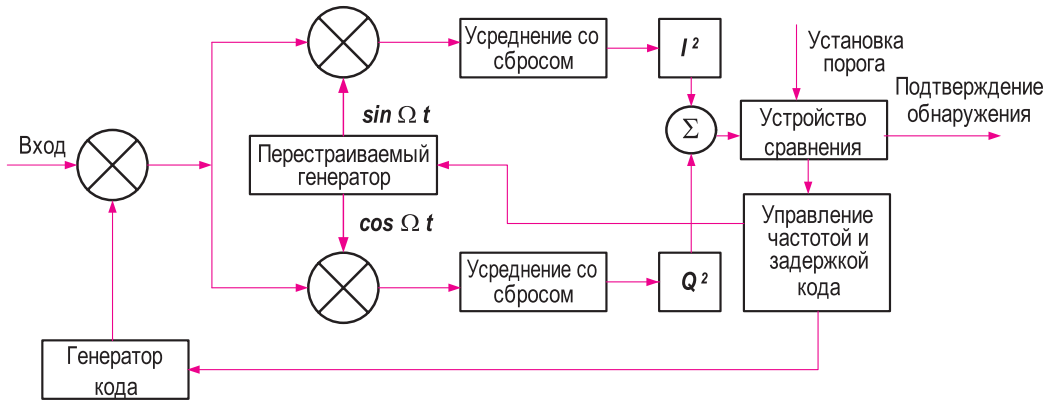


Рис. 3.22. Схема поиска сигнала

На умножитель (вход на рис. 3.22) 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. 3.21, 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.

При поиске и обнаружении сигнала спутника важно установить уровень порога обнаружения. Если уровень порога обнаружения высокий, то может быть пропуск сигнала. При низком пороге обнаружения сигнал спутника может быть не обнаружен. С позиций статистической теории принятия решения вопрос об обнаружении или не обнаружении сигнала рассматривается для двух областей. Область V_0 , для которой справедлива гипотеза H_0 , соответствующая присутствию шума, и область V_1 , для которой справедлива гипотеза H_1 , соответствующая присутствию сигнала. Вероятностями наличия шума и обнаружения сигнала есть интегралы:

$$p_0 = \int_{V_0} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) dv ; \tag{3.32}$$

$$p_1 = \int_{V_1} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right) dv . \tag{3.33}$$

Вероятность ложной тревоги (ошибка первого рода) - гипотеза H_0 справедлива, но отклонена, поскольку шум ошибочно принят за сигнал, вычисляется по формуле:

$$p_{0,1} = \int_{v_1} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) dv \cdot \quad (3.34)$$

Вероятность ошибки второго рода - гипотеза H_1 справедлива, но отклонена, поскольку в принятом сигнале есть только шум, определяется из соотношения:

$$p_{1,0} = \int_{v_0} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right) dv \cdot \quad (3.35)$$

Коэффициент правдоподобия, при котором выбирается гипотеза о наличии сигнала (H_1) определяется выражением:

$$l = \frac{\frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right)}{\frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right)} \cdot \quad (3.36)$$

В логарифмическом масштабе формула (3.36) принимает вид:

$$\ln(l) = -\frac{s}{n} + \ln\left(I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right)\right) \cdot \quad (3.37)$$

Если задан критерий обнаружения сигнала величиной L , и коэффициент правдоподобия (3.37) больше L , то сигнал считается обнаруженным.

Проиллюстрируем изложенное следующим примером. Пусть составляющие соотношения сигнал/шум в (3.28) имеют значения, приведенные в табл. 3.2.

Таблица 3.2 Значения составляющих соотношения сигнал/шум

№ п/п	C	N_0	B	G_A	G_P	k_1	k_2
1	0	-204	60	0	0	2	4
2	-160	-204	60	0	30	2	4
3	-160	-204	60	0	33	2	4

Плотности распределения вероятностей, соответствующие п.1 табл. 3.2 (шум без сигнала) и п.2 (шум и сигнал), изображены на рис. 3.23. При критерии обнаружения, равном $0.3 \cdot 10^{-6}$ (на рис. 3.23 показано стрелкой), вероятности обнаружения сигнала и ложной тревоги, рассчитанные по (3.32 - 3.35), имеют следующие значения:

$$p_1 = \int_{0.3 \cdot 10^{-6}}^{0.85 \cdot 10^{-6}} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right) dv = 0.9095 ,$$

$$p_{0,1} = 0.0585 .$$

Плотности распределения вероятностей, соответствующие п.1 табл. 3.2 (шум без сигнала) и п.3 (шум и сигнал), изображены на рис. 3.24. При критерии обнаружения, равном $0.3 \cdot 10^{-6}$ (на рис. 3.24 показано стрелкой), вероятности обнаружения сигнала и ложной тревоги, рассчитанные по (3.32 - 3.35), имеют следующие значения:

$$p_1 = \int_{0.3 \cdot 10^{-6}}^{1 \cdot 10^{-6}} \frac{z}{n} \exp\left(-\frac{z^2}{2n}\right) \cdot \exp\left(-\frac{s}{n}\right) \cdot I_0\left(\frac{z \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot s}{n}}}{\sqrt{n}}\right) dv = 0.9951,$$

$$p_{0,1} = 0.0585.$$

Результаты, приведенные на рис. 3.23, рис. 3.24 получены с помощью программы:

```
n0=10^(-13.8)
sigma=SQRt(n0);
z = 0:10^(-8):10^(-6);%пределы изменения шума (сигнала плюс шума)
Gp=33;
S_N0=-160+138+Gp;%отношение сигнал/шум в дБ
s_n0=10^(S_N0/10);%отношение сигнал/шум в разгах
arg=z*SQRt(2*s_n0)/sigma;% аргумент функции Бесселя
s2=-s_n0;
BESS = besseli(0,arg);%вычисление функции Бесселя
bk = sigma;
p2 = (z/ sigma ^ 2) .* exp(-(z).^ 2 / (2*sigma^2));%распределение Рэлея
p3=exp(s2)*p2.*BESS;% распределения Райса
plot(z,p2,z,p3)
grid
%Вычисление интегралов
F = @(z)(z/ sigma ^ 2) .* exp(-(z).^ 2 / (2*sigma^2));
Q = quadl(F,0.3*10^(-6),1*10^(-6))
F1 = @(z)(z/ sigma ^ 2) .* exp(-(z).^ 2 / (2*sigma^2)).*besseli(0,...
z*SQRt(2*s_n0)/sigma)*exp(s2);
Q1 = quadl(F1,0.3*10^(-6),0.85*10^(-6))
```

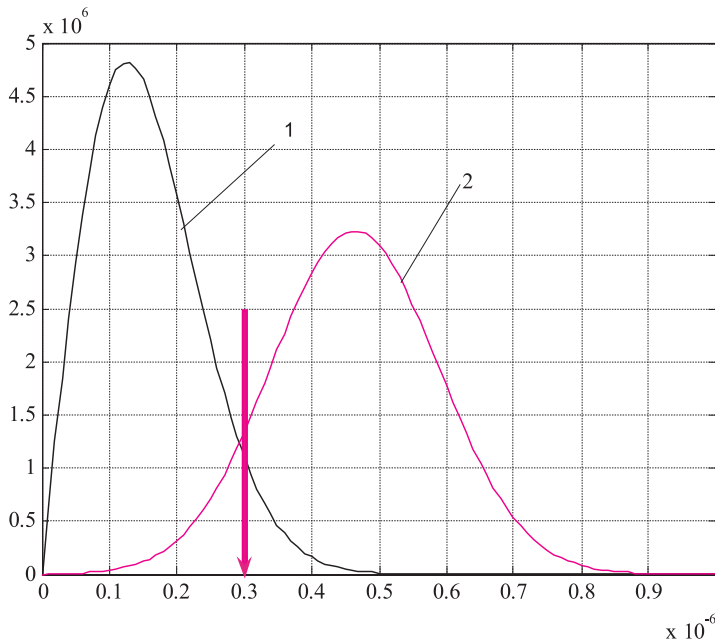


Рис. 3.23. Плотность распределения вероятностей:

1 - исходные данные согласно п.1 табл. 3.2; 2 - исходные данные согласно п.2 табл. 3.2

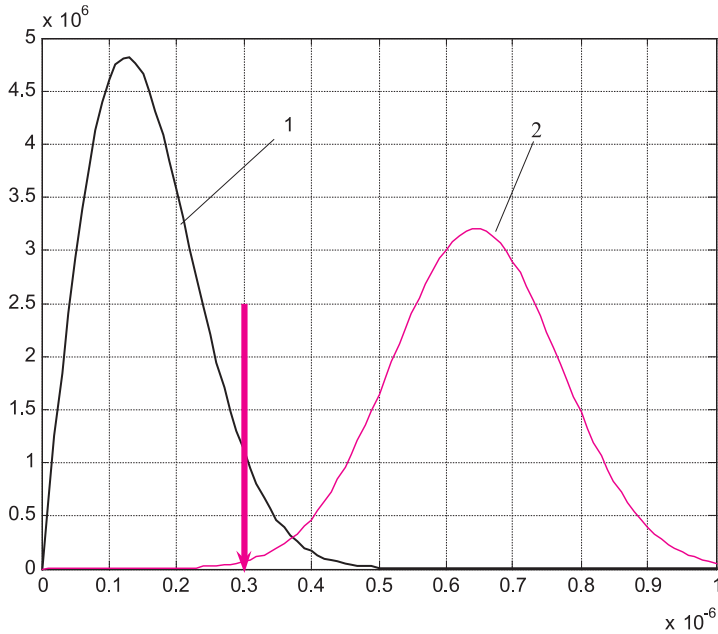


Рис. 3.24. Плотность распределения вероятностей:

1 - исходные данные согласно п.1 табл. 3.2, 2 - исходные данные согласно п.3 табл. 3.2

Алгоритмы поиска и обнаружения сигнала могут быть построены по различным принципам в зависимости от возможностей применяемых микросхем.

3.2.7 Слежение за сигналом навигационного спутника

Рассмотрим схемы слежения и сопровождения сигнала. Одна из возможных схем слежения за псевдослучайным кодом сигнала изображена на рис. 3.25. 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 сигнала. 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.

Одной из схем слежения за фазой сигнала спутника является схема Костаса [115, 276] (рис. 3.26). 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.

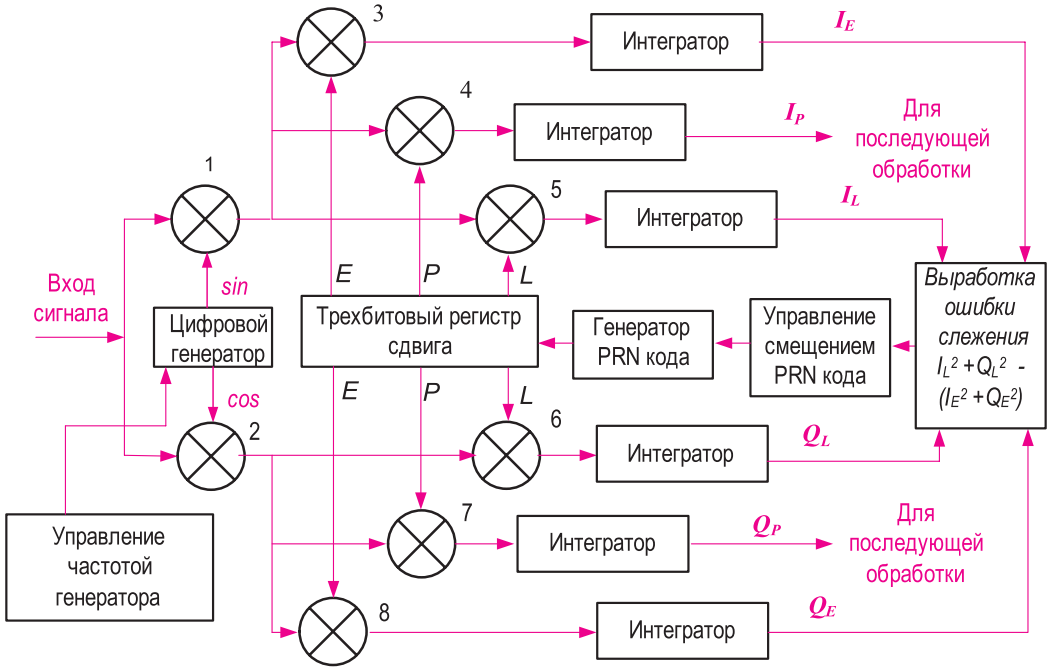


Рис. 3.25. Схема слежения за PRN кодом навигационного спутника

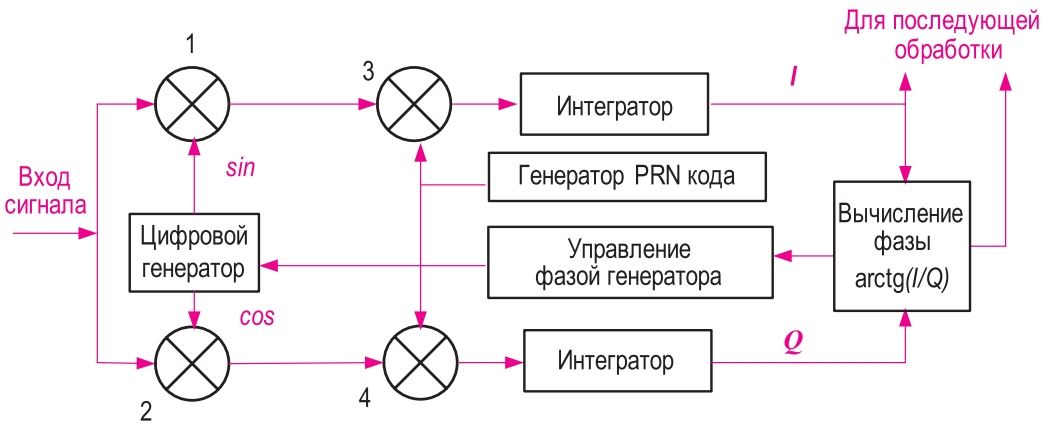


Рис. 3.26. Схема Костаса

3.2.8 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 $(\frac{154+120}{2}) = 137$, то обработка навигационной информации, передаваемой на частотах $L1$ и $L2$, может проводиться на одинаковой промежуточной частоте. Обозначим:

$$\left. \begin{aligned} L0 &= 10.23 \text{ МГц;} \\ L1 &= 154 \cdot L0 = 1575.42 \text{ МГц;} \\ L2 &= 120 \cdot L0 = 1227.6 \text{ МГц;} \\ L_{\text{гет.}} &= 137 \cdot L0 = 1401.51 \text{ МГц.} \end{aligned} \right\} \quad (3.38)$$

Рассмотрим схему рис. 3.27. На умножители 1 и 2 подаются сигналы спутника на частотах $L1$ и $L2$ и сигнал гетеродина на частоте $L_{\text{гет.}}$. На выходах умножителей результирующие сигналы с учетом (3.38) запишутся:

$$\begin{aligned} U_1 &= \cos(2\pi \cdot L1) \cdot \cos(2\pi \cdot L_{\text{гет.}}) = \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 17 \cdot L0) + \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 291 \cdot L0), \\ U_2 &= \cos(2\pi \cdot L2) \cdot \cos(2\pi \cdot L_{\text{гет.}}) = \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 17 \cdot L0) + \frac{1}{2} \cos(2\pi \cdot 257 \cdot L0) \end{aligned} \quad (3.39)$$

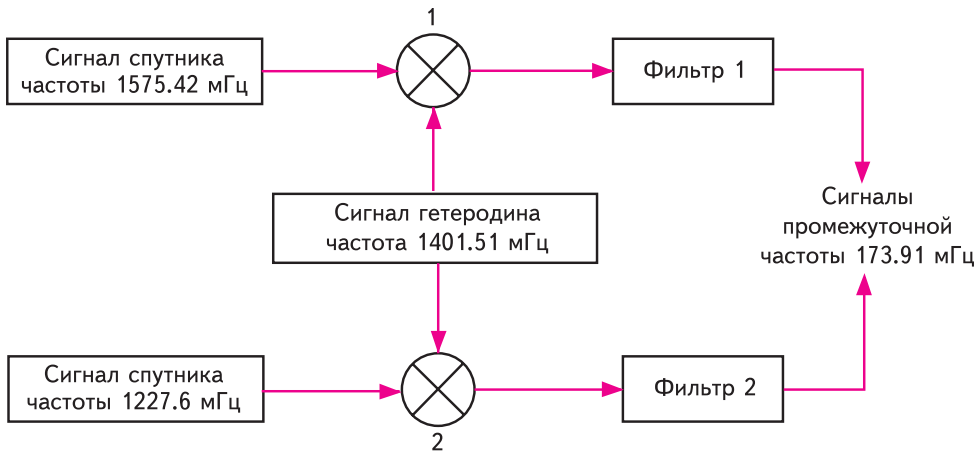


Рис. 3.27. Схема совмещения частот

После фильтрации фильтрами 1, 2 вторых слагаемых в (3.39) видим, что результирующие сигналы имеют одинаковые промежуточные частоты, равные $17 \cdot L0 = 173.91$ МГц. Эти сигналы передаются для последующей обработки.

3.2.9 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 (M -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. 3.28 [26].

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 сигнала частоты 50 Гц.

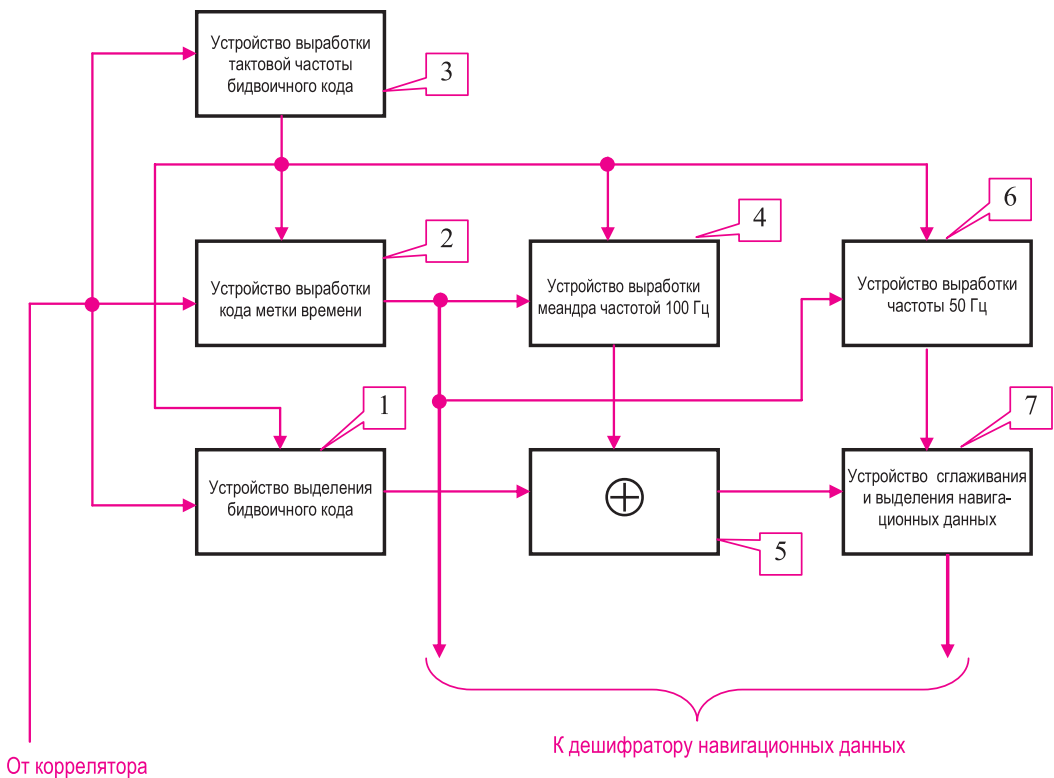


Рис. 3.28. Схема демодуляции

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 колебание 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. В разделе 6 приводится программа, демодулирующая сигнал спутника ГЛОНАСС по схеме рис.3.28, полученный с реального приемника в строгом соответствии с ИКД [23].

3.2.10 Структура навигационного приемника GPS

Приведем на уровне структурной схемы приемник GPS фирмы Novatel (рис. 3.29) [271, 272]. По функциональному построению данный приемник имеет типичную обобщенную структуру построения, подобную рис. 3.9. 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.

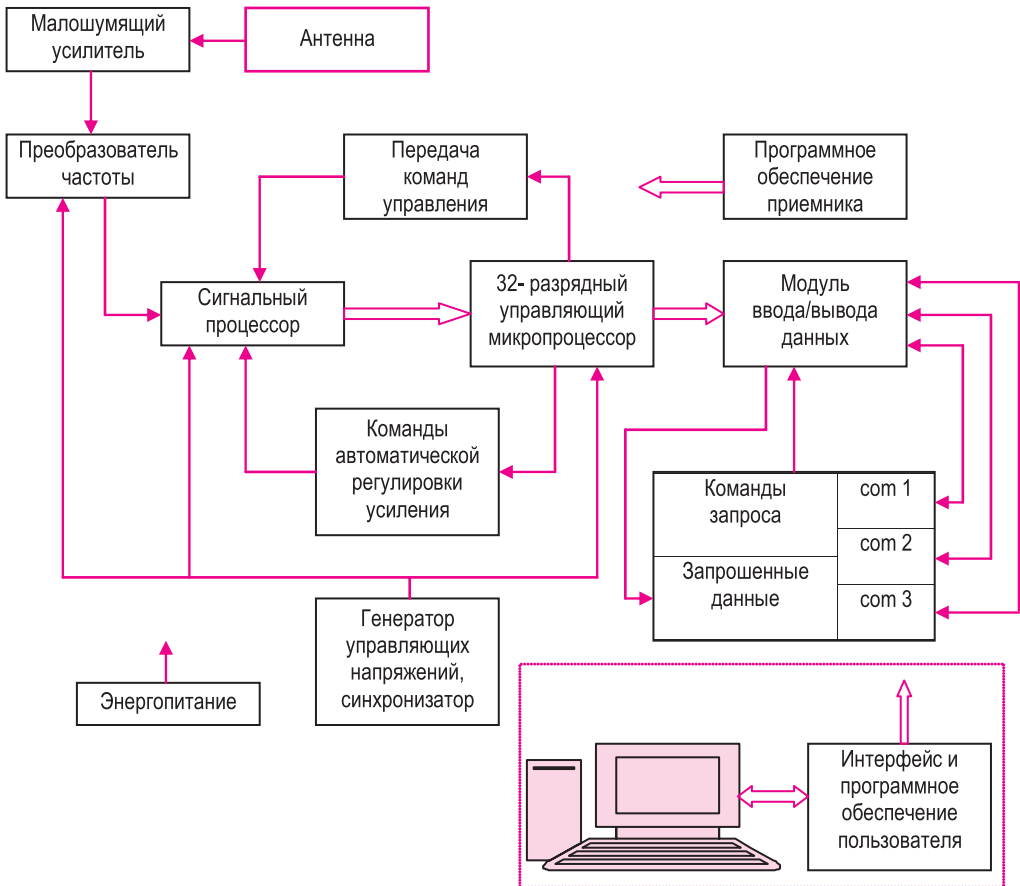


Рис. 3.29. Структурная схема приемника GPS

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 обработка 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 *BINARY* предоставляются разработчиками приемников.

3.3 Авиационные DGNSS

3.3.1 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 терминами «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 псевдодалности и скорости передает эту информацию потребителям [18, 19, 50, 193, 203, 206, 208, 211, 257, 258, 298].

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 *Rocwell 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 обеспечения 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 основному 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*), ОБЧ-радиомаяков (*VOR*) и эволюционная замена *ILS* и *MLC* локальными контрольно-корректирующими станциями.

Состав ККС определяется ее функциями и включает (рис. 3.30):

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. 3.30, 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 формированию корректирующей информации, а также обработке и предоставлению данных мониторинга (целостности, надежности, эксплуатационной готовности и доступности GNSS при требуемом уровне точности). Другие составляющих 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.

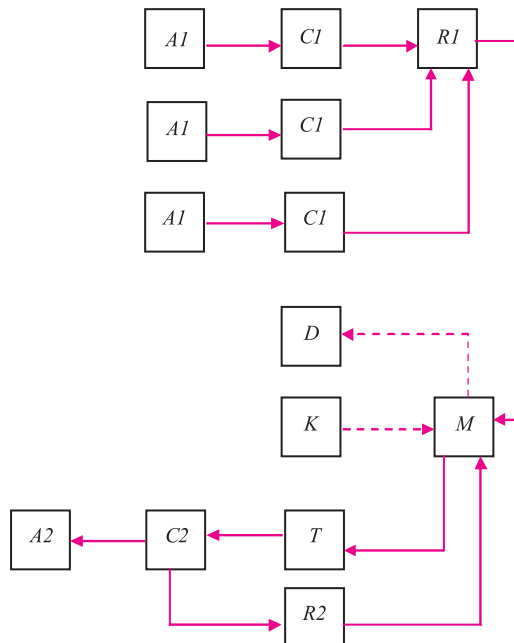


Рис.3.30. Схема контрольно-корректирующей станции: $A1$ - антенны GNSS; $A2$ - антенна ОВЧ-диапазона; $C1$ - СВЧ-тракт; $R1$ - блок датчиков GNSS; $R2$ - контрольный приемник; M - блок обработки данных; D - монитор; K - клавиатура; T - передатчик корректирующей информации; $C2$ - ОВЧ-тракт

Обеспечивается максимальная реализация принципа модульности, возможность практически безболезненной модернизации составных частей ККС, независимость выбора от требуемого стандарта форматирования корректирующей информации и 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 категориям 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.

3.3.2 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 обработки данных, обусловленная объемом выборки случайных величин, какими, вследствие влияния шумов, являются измеренные псевдодальности.

В блоке обработки данных вычисляются дифференциальные поправки к псевдодальностям до навигационных спутников 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 ин-

формацией 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 контрольный 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. 3.30, в состав ККС входят клавиатура и монитор, которые используются при проведении ремонтных и профилактических работ.

Конструктивно аппаратура ККС (рис. 3.31), 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.

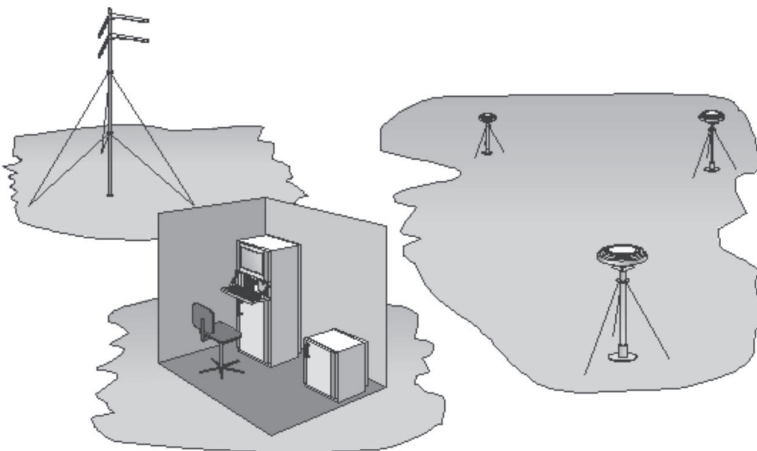


Рис. 3.31. Схема расположения аппаратуры контрольно-корректирующей станции

Рассмотрим основные составляющие ККС.

3.3.3 Антенно-фидерное устройство

Антенно-фидерное устройство приемника *GNSS* предназначено для приема навигационных радиосигналов, излучаемых спутниковыми системами *GPS* и ГЛОНАСС, подавления внеполосных электромагнитных колебаний, поступающих на апертуру антенны, защиты антенного усилителя от мощных излучений, усиления радионавигационных сигналов, ослабления влияния многолучевости и передачи радионавигационных сигналов на входы блока *GNSS* датчиков.

Антенно-фидерное устройство *GNSS* может применяться в стационарной наземной спутниковой навигационной аппаратуре, работающей с системами *GPS* и ГЛОНАСС.

Сформулированные ниже технические характеристики получены на основании анализа системных требований, предъявляемых к блокам, сопрягаемым с АФУ *GNSS*, требований, сформулированных к антеннам *GNSS* документами [24, 217, 234], анализе известных технических решений.

Диапазон рабочих частот, МГц - 1563...1588, 1592...1615.

Поляризация - круговая правосторонняя.

Параметры диаграммы направленности:

- антенна принимает сигналы из верхней полусферы;
- минимальный коэффициент усиления антенны, как функция угла θ (θ отсчитывается от нормали к плоскости апертуры антенны), выраженный в дБ, не менее (-2) при θ , лежащем в пределах $\pm 75^\circ$; не менее (-4.5) при θ , лежащем в пределах $\pm(75^\circ - 80^\circ)$; больше (-7) при θ , лежащем в пределах $\pm(80^\circ - 85^\circ)$.

Коэффициент эллиптичности при приеме сигналов по нормали к апертуре, дБ - не менее минус 3.5.

Коэффициент стоячей волны (КСВН) - меньше 2.

Коэффициент усиления усилителя антенны, дБ - не менее 30.

Коэффициент шума усилителя антенны, дБ - не более 1.5.

Волновое сопротивление тракта, Ом - 50.

Энергопотребление - ± 12 В, 30 мА.

Диапазон рабочих температур от минус 50°C до плюс 50°C .

Допустимая влажность 98% при температуре 55°C .

Диапазон температур при хранении от минус 55°C до плюс 70°C .

Среднее время наработки на отказ - 100000 часов.

Габаритные размеры 400x400x150 мм.

Масса 7 кг.

Антенно-фидерное устройство *GNSS* рис. 3.32 состоит из следующих функциональных элементов: пассивной антенны (1), структуры подавления многолучевости (2), полосового фильтра (3), устройства защиты активных элементов тракта (4), усилителя мощности (5), высокочастотного кабеля (6).

Электромагнитные колебания, излучаемые спутниками систем ГЛОНАСС и *GPS*, находящимися в зоне видимости, поступают в пассивную антенну. Кроме того, в антенну могут поступать эти же сигналы, отраженные от местных предметов, а также мешающие сигналы от источников электромагнитного излучения различной природы. Пассивная антенна вместе со структурой подавления отражений от местных предметов производит пространственную фильтрацию сигналов навигационных спутников. Далее сигналы навигационных спутников проходят через полосовой фильтр, который отфильтровывает внеполосные составляющие, через устройство защиты активных элементов (в частности защищается усилитель мощности), усиливаются усилителем мощности и по высокочастотному кабелю поступают в блок *GNSS* датчиков.

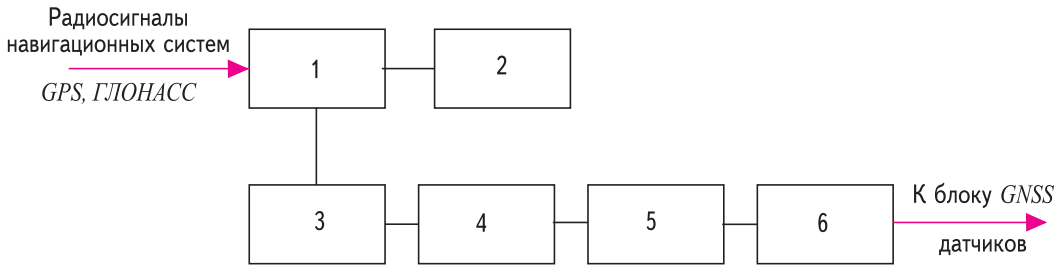


Рис. 3.32. Структурная схема антенно-фидерного устройства GNSS

Если в апертуру пассивной антенны поступают мешающие сигналы мощностью 1 Вт, то срабатывает защитное устройство, и антенна автоматически переходит в режим защиты. В этом режиме на выходе полосового фильтра сигналы навигационных спутников отсутствуют.

Рассмотрим компоненты функциональной схемы антенны.

Пассивная антенна [70] обеспечивает выполнение основных требований по пространственным характеристикам контрольно-корректирующих станций в целом. Она спроектирована на микрополосковой (несимметричной полосковой) линии. Материал диэлектрической подложки - фторопласт-4. Габаритные размеры пассивной антенны: 100x100x5 (мм). Антенна возбуждается коаксиальной линией, плоскость возбуждения перпендикулярна плоскости полоскового проводника.

Полосовой фильтр [69] выполнен на четырех коаксиальных резонаторах с воздушным заполнением, имеет эллиптическую амплитудно-частотную характеристику, минимальные потери (до 0,4 дБ) в полосе пропускания, высокую крутизну скатов и большое затухание вне полосы пропускания. Конструктивно оформляется в виде отдельного функционального узла. Габаритные размеры 80x80x80 мм.

Структура подавления многолучевости выполнена по принципу окаймления пассивной антенны концентрическими дроссельными канавками. Габаритные размеры структуры: диаметр 400мм, высота ребер дроссельных канавок близка к четверти длины волны (50 мм - 60 мм).

Устройство защиты активных элементов тракта выполнено по микроэлектронной технологии на двух *p-i-n* диодах. [91, 92]

Усилитель мощности так же, как и устройство защиты активных элементов тракта, выполнен по микроэлектронной технологии и допускает возможность конструктивно-технологического сопряжения с микроэлектронными устройствами. Усилитель мощности и устройство защиты активных элементов интегрируются в микроэлектронную сборку и помещены в один герметизированный корпус. Габаритные размеры микроэлектронной сборки 65x65x10 мм. [91, 92]

Функциональные узлы антенно-фидерного устройства GNSS объединены в конструкцию, изображенную на рис. 3.33. Пассивная антенна 1 соединена разъемами с полосовым фильтром 3, который в свою очередь соединен с блоком усилителя мощности и защиты активных элементов тракта 4 и устанавливается на фидерное устройство подавления многолучевости 2. Для обеспечения защиты конструкции от атмосферных воздействий сверху антенна закрывается колпаком 7 из радиопрозрачного материала (полистирола), а нижняя ее часть закрывается герметичным ударопрочным стеклом 5, на котором размещены установочные поверхности для монтажа.

В нижней части антенны размещен коаксиальный разъем для подключения его к блоку GNSS-датчиков посредством коаксиального кабеля 6.

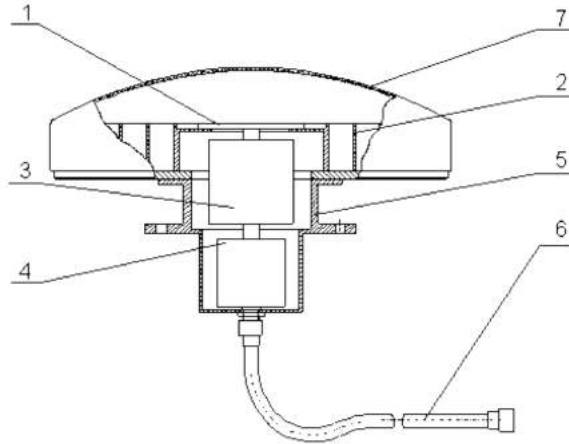


Рис. 3.33. Эскиз конструкции антенно-фидерного устройства приемника сигналов GNSS

3.3.4 Блок датчиков GNSS

Блок датчиков GNSS, как источник навигационной информации, передает в реальном времени информацию о значениях измеренных псевдодальностей к навигационным спутникам, эфемеридах и альманахе навигационных спутников в блок обработки данных. Количество каналов каждого GNSS-датчика должно соответствовать количеству навигационных спутников, находящихся в зоне видимости. В зоне видимости могут находиться от 6 до 11 навигационных спутника GPS, ГЛОНАСС, GALILEO. При условии полного развертывания двух последних систем. Для оптимального функционирования ККС количество каналов одного GNSS-датчика должно быть 18...20 - при работе по двум системам и около 30 - при работе по трем системам и геостационарным спутникам, что, собственно, и подтверждается литературными данными.

Поскольку обязательной функцией ККС является непрерывный мониторинг корректирующей информации [50, 93, 139, 140, 159, 217, 219], то в блок обработки данных должна поступать навигационная информация, по крайней мере, от двух датчиков GNSS с индивидуальными приемными антеннами.

Упрощенная структура блока датчиков GNSS, выполненная с применением четырех приемников, приведена на рис. 3.33.

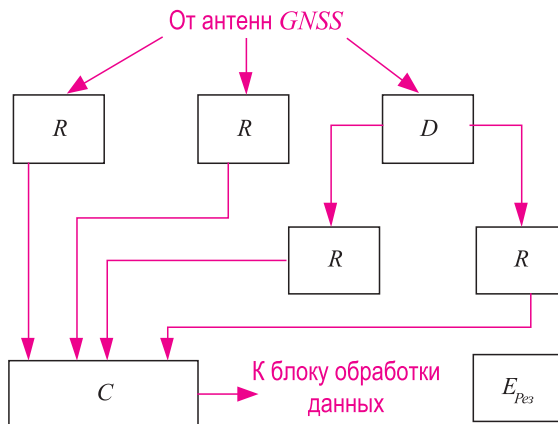


Рис. 3.34. Упрощенная структура блока датчиков GNSS: R - приемник GG24; D - двухканальный делитель мощности; C - узел связи платы последовательного интерфейса; $E_{рез}$ - резервный источник питания

Блок датчиков *GNSS* содержит четыре приемника типа *GG24*, отказоустойчивый (резервированный) источник питания типа *ACE-R20 A*, двухканальный делитель мощности и узел связи 8-канальной платы последовательного интерфейса *C168H*.

Функционирование блока датчиков *GNSS* заключается в следующем. Радионавигационные сигналы навигационных спутников с антенн *GNSS* поступают в приемники *GG24*. Выходные сигналы с приемников *GG24*, включающие в себя в цифровой форме информацию о значениях измеренных псевдодалностей и скоростях изменения псевдодалностей навигационных спутников, время измерения, а также эфемеридную информацию, поступают в блок обработки данных (в 8-канальную плату последовательного интерфейса *RS-232*) через узел связи 8-канальной платы последовательного интерфейса *C168H* по запросам, поступающим в приемники *GG24* через узел связи из блока обработки данных. Конструктивно блок датчиков *GNSS* выполняется для установки в стандартную 19-дюймовую стойку, которая является основным конструктивом ККС. Выходной разъем *GG24* конфигурирован на два порта с интерфейсом *RS-232*.

3.3.5 Блок обработки данных

Блок обработки данных выполняет следующие функции:

- обработку «сырых» данных и выработку корректирующей информации;
- формирование сообщений требуемого типа и направление их в передатчик корректирующей информации;
- контроль штатного функционирования датчиков *GNSS*, передатчика корректирующей информации и контрольного приемника;
- контроль целостности спутниковых созвездий и выработку информации о целостности, эксплуатационной готовности, доступности, точности *GNSS*;
- прием сигналов с системы управления и выдачу диагностической информации в систему управления о функционировании ККС;
- архивирование и сохранение транслируемой воздушным судам корректирующей информации.

Структура блока обработки данных изображена на рис. 3.35.

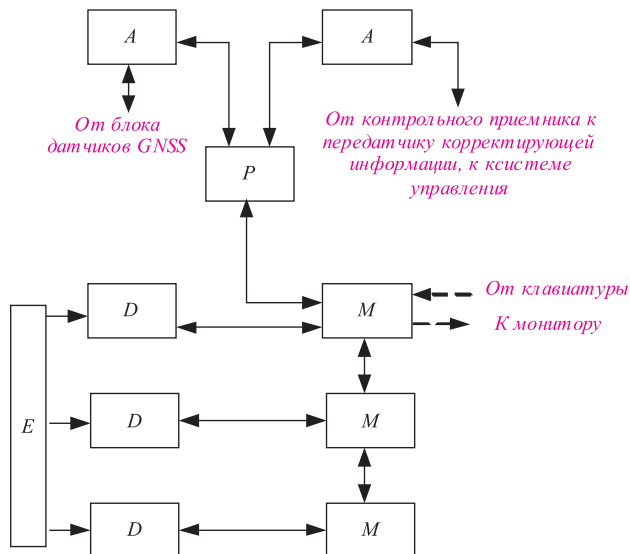


Рис.3.35. Структура блока обработки данных:

- A* - 8-канальные платы последовательного интерфейса *RS-232/422* типа *C-168H*;
- P* - пассивная объединительная плата;
- M* - слотовый процессорный модуль;
- D* - IDE жесткий диск; *E* - отказоустойчивый резервированный источник питания

Кроме аппаратной части, неотъемлемой частью блока обработки данных является математическое и программное обеспечение.

Математическое обеспечение представляет собой, прежде всего, операционную систему, дополнительные резидентные программы и драйверы для управления последовательными портами и адаптерами, а также транслятор с языка программирования высокого уровня, на котором разработана прикладная программа, обеспечивающая штатное функционирование блока обработки данных. Особенно важен оптимальный выбор операционной среды, который к тому же влияет на аппаратный состав блока обработки данных.

Тип операционной системы определяется объемом и составом **прикладного программного обеспечения**. Необходимо учитывать то обстоятельство, что блок обработки данных должен функционировать в режиме реального времени с периодом выдачи корректирующей информации менее 1 секунды. Для того, чтобы обеспечить выполнение блоком обработки данных предписанных ему функций, прикладное программное обеспечение включает в свой состав следующие компоненты:

системную программу, обеспечивающую функционирование блока обработки данных, управление ресурсами процессорного модуля, взаимодействие с периферийными устройствами - блоком датчиков *GNSS*, системой управления, передатчиком корректирующей информации и контрольным приемником;

прикладную программу, включающую в свой состав программные модули: модуль регистрации в оперативной памяти или на виртуальном диске информации, поступающей с датчиков *GNSS* (скорость обновления не менее 1 раза в секунду) и контрольного приемника; модуль управления контрольно-корректирующей станцией в дистанционном и автономном режимах; модуль выработки диагностической информации для передачи на систему управления; модуль, обеспечивающий контроль целостности; модуль выработки дифференциальных поправок к псевдодалностям, дифференциальных поправок к скорости изменения псевдодалностей, оценку погрешностей дифференциальных поправок и другую корректирующую информацию; модуль форматирования корректирующей информации в виде сообщений требуемого типа.

Целый ряд программных модулей задействуются параллельно, а, следовательно, операционная система должна обеспечивать многозадачный режим. Операционная система включает в свой состав менеджеры памяти, позволяющие эффективно использовать весь объем оперативной памяти.

Рассмотрим алгоритм функционирования блока обработки данных. «Сырая» информация, т.е. измеренные псевдодалности к наблюдаемым навигационным спутникам, время измерения, эфемериды навигационных спутников и альманах из четырех приемников *GNSS*, расположенных в блоке датчиков *GNSS*, через одну из восьмиканальных плат последовательного интерфейса *A* поступают в оперативную память каждого из процессорных модулей *M*. Через вторую восьмиканальную плату последовательного интерфейса *RS-232/432* осуществляется асинхронный последовательный обмен данными с передатчиком корректирующей информации (основным и резервным), контрольным приемником (основным и резервным) и системой управления. Данные датчиков *GNSS* с контрольного приемника и системы управления записываются в оперативной памяти процессорных модулей. Каждый из процессорных модулей *M* имеет одинаковое математическое и прикладное программное обеспечение, которое включает в себя программный модуль самотестирования и выбора процессорного модуля в качестве центрального процессора блока обработки в случае отказа первоначального хост-процессорного модуля. Математическое и прикладное программное обеспечение хранится на каждом из жестких дисков *D* и загружается в оперативную память процессорных модулей *M* при наличии команды о включении ККС. Принцип самотестирования процессорных модулей *M* состоит в сравнении результатов обработки данных, поступающих из датчиков *GNSS*. Поскольку в блоке обработки данных находятся

три процессорных модуля, то имеется возможность при заданном допуске на расхождение данных при сравнении результатов обработки и сформированных сообщений определить отказавший процессорный модуль или сообщение, содержащее ошибку, обусловленную сбоями при обработке. Программный модуль вычисления дифференциальных поправок и другой корректирующей информации, а также модуль контроля целостности, обеспечивают исходные данные для формирования и передачи через последовательный порт в передатчик корректирующей информации в виде стандартизованных сообщений. Формирование и передача сообщений осуществляются под управлением программного модуля форматирования и передачи корректирующей информации. Параллельно, с помощью программного модуля контроля штатного функционирования блока датчиков *GNSS*, передатчика корректирующей информации, контрольного приемника и программного модуля выработки диагностической информации, осуществляется контроль штатного функционирования датчиков *GNSS*. Контроль проводится путем сравнения данных, поступающих с датчиков *GNSS*. Контроль штатного функционирования передатчика корректирующей информации и контрольного приемника выполняется путем сравнения сообщений, одно из которых представляет собой сообщение, направленное в передатчик корректирующей информации, а второе - это сообщение, направленное в блок обработки данных из контрольного приемника. Критерий отказа состоит в выходе за пределы установленного допуска сравниваемых данных. На основе результатов сравнения, а также с учетом результатов реализации программного модуля самотестирования процессорных модулей, формируется диагностическая информация о функционировании ККС, направляемая в систему управления. Программный модуль управления ККС обеспечивает управление станцией как в дистанционном режиме по сигналам управления с системы управления, так и в автономном режиме по командам оператора, поступающим в блок управления с подключаемой в этом случае к блоку обработки данных стандартной клавиатуры. Диагностическая информация в последнем случае отображается на экране монитора, подключаемого к блоку обработки данных.

Конструктивно весь аппаратный состав блока обработки данных, включая пассивную кроссплату, располагается в корпусе, предназначенном для монтажа в 19-дюймовую стойку, в отдельных отсеках устанавливаются три жестких диска, пассивная кроссплата, в слоты которой устанавливаются слотовые процессорные модули, две восьмиканальные платы последовательного интерфейса *RS-232/422*.

Фактически блок обработки данных представляет собой информационно - управляющую систему реального времени, так как вырабатывает корректирующую информацию для бортовых систем посадки на основе обработки информации с датчиков *GNSS*.

Технические и эксплуатационные параметры основных составляющих блока обработки данных можно найти в литературных источниках [32, 33, 67, 103, 128].

3.3.6 Передатчик корректирующей информации

Трансляция корректирующей информации в бортовые навигационные системы захода на посадку возможна только посредством радиосвязи. Составной частью ККС, обеспечивающей категорированные заходы на посадку, является передатчик корректирующей информации. Поскольку корректирующая информация представляет собой цифровую информацию, это должен быть передатчик, обеспечивающий передачу данных.

Передатчик корректирующей информации в соответствии с требованиями ИКАО должен включать в свой состав следующие элементы: синтезатор частоты ОВЧ-диапазона; дифференциальный кодер; модулятор, осуществляющий восьмиуровневую дифференциальную фазовую манипуляцию; усилитель мощности; электроуправляемый быстродействующий аттенюатор; устройства встроенного контроля; тактовый генератор; устройства асинхронной передачи данных; скремблер; кодер, осуществляющий помехоустойчивое кодирование; модули памяти; микропроцессоры с соответствующим программным обеспечением, осуществляющие управление работой входящих в передатчик устройств.

Для обеспечения требуемых показателей надежности входящие в передатчик устройства должны быть реализованы в виде сверхбольших интегральных схем. Примером такого передатчика является передатчик *EM-9009 VDB* фирмы *Telerad*, характеристики которого представлены табл. 3.3.

Таблица 3.3. Характеристики передатчика *EM-9009 VDB* фирмы *Telerad*

Параметры и режим работы	Количественные значения параметров
Диапазон назначенных частот	108,025...117,950 МГц
Шаг сетки частот	25 кГц
Стабильность частоты	1×10^{-6} в диапазоне температур от 0 до 50°C
Модуляция	Дифференциальная восьмиуровневая манипуляция с приподнятым косинусным фильтром ($\alpha=0,6$)
Скорость передачи	10500 символов/сек
Выходная мощность	От 10 до 80 Вт на 50-омную нагрузку
КСВН нагрузки	≤ 2 без уменьшения выходной мощности
Уровень излучения в неназначенном слоте	< минус 100 дБ к уровню сигнала в полосе частот 25 кГц
Спектральная частота: уровень гармоник уровень внеполосного излучения	< минус 36 дБмВт < минус 54 дБмВт
Уровень излучения в смежных каналах (в полосе частот 25 кГц): 1 канал 2 канал 4 канал	\leq минус 50 дБ к уровню сигнала \leq минус 65 дБ к уровню сигнала < 72,5 дБ к уровню сигнала
Напряжение электропитания	85...264 В переменного тока с частотой в пределах 47...65 Гц
Потребляемая мощность	1000 Вт при выходной мощности 70 Вт
Рабочий диапазон температур	От минус 20 до плюс 55°C
Относительная влажность	95% при 40°C без конденсации влаги
Диапазон температур хранения	От минус 40 до плюс 80°C
Габариты: высота глубина ширина (по передней панели)	3U + 3U 430 мм 483 мм
Среднее время наработки на отказ	370400 часов при однократном резервировании и времени восстановления 90 дней

3.3.7 Контрольный приемник

Обязательной функцией ККС является контроль качества транслируемой корректирующей информации. Стандартный путь реализации этой функции состоит в том, что в состав ККС включается дополнительный приемник *GNSS* (обычно резервируемый) со своей антенной *GNSS*. Задача этого приемника - определять местоположение своей антенны *GNSS* с учетом корректирующей информации, поступающей с контрольного приемника, принимающего и демодулирующего радиосигналы, транслируемые передатчиком корректирующей информации. В результате сопоставления вычисленных и заранее известных координат антенны дополнительного приемника *GNSS* принимается решение о качестве корректирующей информации.

Параллельно с проверкой качества корректирующей информации осуществляется контроль функционирования передатчика корректирующей информации, так как несовпадение вычисленных и заранее известных координат антенны дополнительного *GNSS*-приемника свидетельствуют или о недопустимых значениях погрешности корректирующей информа-

ции, или о нештатном функционировании передатчика корректирующей информации или контрольного приемника. Неоднозначность разрешается при наличии резервных передатчика корректирующей информации и контрольного приемника, поскольку одновременный отказ высоконадежных передатчиков корректирующей информации и контрольных приемников крайне маловероятен.

В отличие от традиционной структуры в описываемой ККС, информация с приемников *GNSS* поступает в блок обработки данных, который на ее основе вычисляет корректирующую информацию и параллельно определяет качество корректирующей информации. Однако необходимость в контрольном приемнике сохраняется для контроля штатного функционирования передатчика корректирующей информации.

Радиотехнические параметры контрольного приемника должны согласовываться с характеристиками передатчика корректирующей информации по диапазону рабочих частот, шагу сетки частот, типу модуляции, режиму работы, виду помехоустойчивого кодирования. Такие характеристики имеет приемник *RE-9009 VDB* фирмы *Telrad*, параметры которого представлены в табл. 3.4.

Таблица 3.4. Характеристики приемника *RE-9009 VDB* фирмы *Telrad*

Параметры и режим работы	Количественные значения параметров
Диапазон назначенных частот	108,025...117,950 МГц
Шаг сетки частот	25 кГц
Стабильность частоты	1×10^{-6} в диапазоне температур от 0 до 50°C
Модуляция	Дифференциальная восьмиуровневая манипуляция, 10500 символов/сек
Чувствительность	минус 87 дБмВт
Избирательность	минус 6 дБ при отстройке 10 кГц, минус 80 дБ при отстройке 30 кГц
Динамический диапазон	100 дБ
Подавление в смежном канале	Более 50 дБ
Напряжение электропитания	85...264 В переменного тока с частотой в пределах 47...65 Гц
Потребляемая мощность	85 Вт
Рабочий диапазон температур	От минус 20 до плюс 50°C
Относительная влажность	95% при 40°C без конденсации влаги
Диапазон температур хранения	От минус 40 до плюс 80°C
Габариты: высота глубина ширина (по передней панели)	1U + 1U 430 мм 483 мм
Масса	4 кг
Среднее время наработки на отказ	370400 часов при однократном резервировании и времени восстановления 90 дней

3.3.8 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 [201, 213, 244, 247, 295, 311]. 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*.

Стенд 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 данными, 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* (*Masurement Quality Monitoring*) осуществляет проверки псевдодальности и фазы несущей раздельно. 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 псевдодалностей 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 псевдодалностям и фазе несущей, полученные от каждого GPS-приемника. Это осуществляется при помощи «*B*-значений», которые дают количественное представление, насколько хорошо согласуются между собой дифференциальные поправки, полученные для разных GPS-приемников.

Блок σ - μ Monitor использует «*B*-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 котором, 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 многоканальном 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/No*) для каждого канала (GPS-приемник плюс один спутник) в текущей и предыдущей точках.

Усредненное значение *C/No* сравнивается порогом. Если среднее значение превышает порог, то спутниковый сигнал проходит эту проверку. Порог вычисляется следующим образом: усредненные значения *C/No* 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 $\mu - 6\sigma$.

Алгоритмы 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

ся 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 псевдодалности 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 псевдодалностей.

Алгоритмы *MRCC (Multihle Reference Consistency Check)* применяются после обработки посредством алгоритмов *EXM*. Оставшиеся измерения используются для того, чтобы вычислить дифференциальные поправки и *B*-значения. *B*-значения вычисляются, чтобы обеспечить согласованность поправок для каждого спутника, определенных для всех *GPS*-приемников. *B*-значения являются лучшей оценкой ошибки псевдодалности для гипотезы, что данный *GPS*-приемник выдает ошибочные данные. Алгоритмы *MRCC* обеспечивают процесс вычисления и проверки *B*-значений для передачи пользователям (которым они необходимы, чтобы вычислить *H*-гипотезы уровней защиты) и исключить *GPS*-приемники или каналы, которые вносят недопустимо ошибки в дифференциальные поправки.

После сравнения вычисленных *B*-значений с порогом, алгоритмы *MRCC* осуществляют отбор неправильных измерений по критерию превышения вычисленных *B*-значений над порогом.

Алгоритмы *MFRT (Message Field Range Test)* осуществляют последний этап проверки и отбраковки измерений. Они также подтверждают, что в случае режима ограниченного доступа дифференциальные поправки псевдодалности, передаваемые потребителям, находятся в пределах $\pm 327,67$ м, а поправки к скорости изменения псевдодалностей находятся в пределах $\pm 3,4$ м/сек. В отсутствие режима ограниченного доступа поправки к псевдодалностям должны находиться в пределах ± 75 м, а поправки к скорости изменения псевдодалности - в пределах $\pm 0,8$ м/сек.

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 могут служить разработки фирмы *Honeywell Commercial Aviation Products* [185] и диссертация [317].



ОСНОВЫ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

4.1 Определение координат навигационным приемником

- 4.1.1 Обобщенный алгоритм определения координат
- 4.1.2 Расчет координат псевдодальномерными методами
- 4.1.3 Итеративный метод расчета координат потребителя
- 4.1.4 Алгоритм Гаусса для вычисления обратной матрицы
- 4.1.5 Геометрический фактор и погрешности определения координат
- 4.1.6 Дифференциальный метод определения координат

4.2 Алгоритмы расчета эфемерид навигационных спутников

- 4.2.1 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС на текущий момент времени
- 4.2.2 Алгоритм расчета эфемерид навигационного спутника *GPS* на текущий момент времени

4.3 Алгоритмы расчета времени в *GPS*

4.4 Алгоритм расчета ионосферной поправки в *SBAS*

4.5 Измерение псевдодальности

4.6 Алгоритм оценки координат, времени и псевдодальностей в системе *SBAS*

4.7 Алгоритмы оценки уровней защиты в СРНС

- 4.7.1 Определение уровней защиты в *SBAS*
- 4.7.2 Оценка уровней защиты в *GBAS*

4.1 Определение координат навигационным приемником

4.1.1 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 в 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.

4.1.2 Расчет координат псевдодальномерными методами

Перед изложением псевдодальномерных методов рассмотрим пример определения координат на плоскости по двум дальномерным источникам. На рис. 4.1 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.

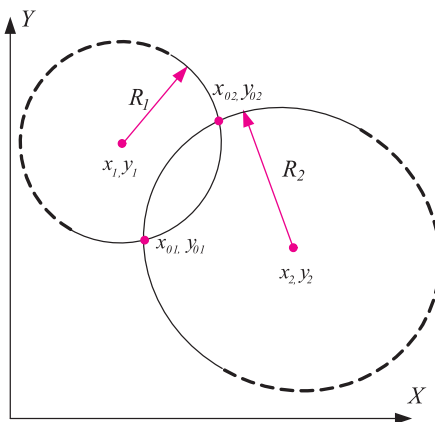


Рис. 4.1. Задача о пересечении двух окружностей

Запишем уравнения, связывающие искомые координаты x , y с координатами дальномерных источников и расстояниями до них:

$$R_1^2 = (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2, \quad (4.1)$$

$$R_2^2 = (x - x_2)^2 + (y - y_2)^2. \quad (4.2)$$

Из (4.1) получаем:

$$x_{01,02} = x_1 \pm (-y^2 + R_1^2 - y_1^2 + 2 \cdot y_1 \cdot y)^{0.5} \quad (4.3)$$

Вычтем из (4.1) уравнение (4.2) и результат разрешим относительно x :

$$x = \frac{y_2 - y_1}{x_1 - x_2} \cdot y + 0.5 \cdot \frac{x_1^2 - x_2^2 + y_1^2 - y_2^2 - R_1^2 + R_2^2}{x_1 - x_2}. \quad (4.4)$$

Для упрощения записи формул обозначим:

$$a = \frac{y_2 - y_1}{x_1 - x_2}, \quad (4.5)$$

$$b = 0.5 \cdot \frac{x_1^2 - x_2^2 + y_1^2 - y_2^2 - R_1^2 + R_2^2}{x_1 - x_2}.$$

С учетом обозначения из (4.3 - 4.5) получаем квадратное уравнение для определения координаты y :

$$(1 + a^2) \cdot y^2 + 2 \cdot (a \cdot b - a \cdot x_1 - y_1) \cdot y + (x_1 - b)^2 + y^2 - R_1^2 = 0. \quad (4.6)$$

Из (4.6) получаем решения для координаты y :

$$y_{01,02} = \frac{y_1 + a \cdot x_1 - a \cdot b \pm [2 \cdot (a \cdot x_1 \cdot y_1 + b \cdot x_1 - a \cdot b \cdot y_1) - x_1^2 - b^2 + R_1^2 - a^2 \cdot y_1^2 + a^2 \cdot R_1^2]^{0.5}}{1 + a^2}. \quad (4.7)$$

Решения для координаты x получаем из (4.4) после подстановки в него (4.7).

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 (4.1) или (4.2) позволяет раскрыть неоднозначность в формуле (4.7).

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 [131]. Серьезные исследования проведены и авторами работы [147].

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 и времени, 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:

$$PR_i^{изм.} = c \times \Delta t_i. \quad (4.8)$$

Уравнение (4.8) можно записать через координаты i -го спутника (x_i, y_i, z_i) и координаты потребителя (x, y, z) :

$$PR_i^{изм.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}, \quad (4.9)$$

где x, y, z - неизвестные, которые требуется определить.

Очевидно, что для решения уравнения (4.9) 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 не-синхронизированы, то при определении псевдодальностей по уравнениям (4.9) 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 (4.9) в виде:

$$PR_i^{изм.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau, \quad (4.10)$$

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 (4.10) 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 (4.10) 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 (4.10) может быть записана так:

$$PR_i^{изм.} = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + h_\tau + \Delta_i, \quad (4.11)$$

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», 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 гарантируют возможность обеспечения высокоточных навигационных определений.

Эфемеридные погрешности связаны с неточностью определения параметров орбит навигационных спутников, а также с 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 закладки эфемерид 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 [27].

Тропо- и ионосферные погрешности обусловлены прохождением электромагнитного сигнала по трассе «навигационный спутник-потребитель» [168].

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 - ту 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. Изменения 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 (адап-

тивная антенная решетка), которая подавляет сигнал помехи и не воздействует на полезные сигналы навигационных спутников.

Погрешности из-за многолучевого распространения возникают потому, 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.

4.1.3 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:

$$PR_i = PR_i(x, y, z, h_\tau, x_i, y_i, z_i) + \Delta_i. \quad (4.12)$$

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:

$$[\vec{X}] = [x \quad y \quad z \quad h_\tau]^T, \quad (4.13)$$

$$[PR^{изм.}] = [PR_1^{изм.} \quad PR_2^{изм.} \quad \dots \quad PR_n^{изм.}]^T, \quad (4.14)$$

$$[PR^{расч.}] = [PR_1^{расч.} \quad PR_2^{расч.} \quad \dots \quad PR_n^{расч.}]^T, \quad (4.15)$$

где T - знак транспонирования матрицы.

Образует из матриц (4.14) и (4.15) разностную матрицу:

$$[R] = [P\vec{R}^{изм.}] - [P\vec{R}^{расч.}]. \quad (4.16)$$

Матрицу (4.16) запишем с учетом (4.13)

$$[R[\vec{X}]] = [P\vec{R}^{изм.}] - [P\vec{R}^{расч.}[\vec{X}]]. \quad (4.17)$$

Допустим, что матрица (4.16) равна $[0]$ или почти равна $[0]$, где $[0]$ - нулевой вектор-столбец.

Разложим матричную функцию в (4.17) $[R[\vec{X}]]$ в ряд Тейлора в окрестности вектора $[\vec{X}_0]$:

$$[R[\vec{X}]] = [R[\vec{X}_0]] + \frac{\partial}{\partial [\vec{X}]} [R[\vec{X}]]_{[\vec{X}] = [\vec{X}_0]} \times \{[\vec{X}] - [\vec{X}_0]\}. \quad (4.18)$$

Используя выражение (4.18), запишем матричное уравнение, объединяющее измерения до n навигационных спутников:

$$\left[R \left[\vec{X} \right] \right] = \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] + [G_0] \times \left\{ \left[\vec{X} \right] - \left[\vec{X}_0 \right] \right\}, \quad (4.19)$$

где $[G_0]$ - матрица производных.

Запишем матричное уравнение (4.19) в виде:

$$[G_0] \cdot \left[\vec{X} \right] = [G_0] \cdot \left[\vec{X}_0 \right] + \left\{ \left[R \left[\vec{X} \right] \right] - \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] \right\}, \quad (4.20)$$

и разрешим (4.20) относительно $\left[\vec{X} \right]$.

Если количество видимых спутников равно четырем, то решение матричного уравнения имеет вид:

$$\left[X \right] = \left[X_0 \right] + [G_0]^{-1} \cdot \left\{ R \left(X \right) - R \left(X_0 \right) \right\}, \quad (4.21)$$

где «-1» - признак обратной матрицы.

В общем виде матричное уравнение (4.20) необходимо решать при размерности матриц, соответствующей числу наблюдаемых спутников - n . В этом случае система уравнений является переизбыточной [121], а матрица $[G]$ прямоугольной (имеет n строк и четыре столбца). Для приведения матрицы (4.20) к форме, пригодной для решения, умножим левую и правую части (4.20) на транспонированную матрицу $[G_0]^T$ и матрицу $[W]^{-1} = [P]^T \cdot [P]$, где $[P]$ есть матрица весовых коэффициентов:

$$[G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \cdot \left[\vec{X} \right] = [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \cdot \left[\vec{X}_0 \right] + [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \left\{ \left[R \left[\vec{X} \right] \right] - \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] \right\}. \quad (4.22)$$

Решение (4.22) будет иметь вид:

$$\left[\vec{X} \right] = \left[\vec{X}_0 \right] + \left\{ [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G_0] \right\}^{-1} \cdot [G_0]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \left\{ \left[R \left[\vec{X} \right] \right] - \left[R \left[\vec{X}_0 \right] \right] \right\}. \quad (4.23)$$

Матрицы в (4.23) имеют следующую структуру:

$$\left[\vec{X} \right] = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ h_\tau \end{bmatrix}; \quad (4.24)$$

$$\left[\vec{X}_0 \right] = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ h_{\tau 0} \end{bmatrix}; \quad (4.25)$$

$$[G_0] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{расч.}} & \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{расч.}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{расч.}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{расч.}} & 1 \end{bmatrix}; \quad (4.26)$$

$$[G_0]^T = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{расч.}} \\ \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{расч.}} \\ \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{расч.}} & \dots & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{расч.}} & \dots & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{расч.}} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}; \quad (4.27)$$

$$[P]^T = [P] = \begin{bmatrix} P_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & P_{ii} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & P_{nn} \end{bmatrix}. \quad (4.28)$$

Выражение (4.23) есть первый шаг метода последовательных приближений. Для определения координат потребителя данным методом необходимо задать начальное приближение вектор $[\vec{X}_0]$, требуемую точность определения координат и погрешности h_t : δ_x , δ_y , δ_z , δ_h . При этом выражение (4.23) записывается в рекуррентном виде:

$$[\vec{X}_{j+1}] = [\vec{X}_j] + \left\{ [G_j]^T \times [W_j]^{-1} \times [G_j] \right\}^{-1} \times [G_j]^T \times [W_j]^{-1} \times \left\{ R[\vec{X}_{j+1}] - R[\vec{X}_j] \right\}, \quad (4.29)$$

где j изменяется от 0 до K , а $K+1$ есть число итераций, которое изменяется до тех пор, пока не будет выполнено условие:

$$[\vec{X}_{j+1}] - [\vec{X}_j] \leq \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_h \end{bmatrix}. \quad (4.30)$$

Рассмотрим геометрический смысл составляющих матрицы $[G]$ (рис. 4.2).

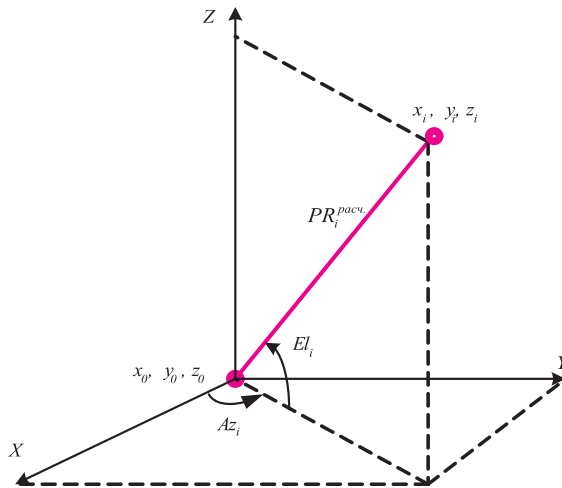


Рис. 4.2. Геометрический смысл составляющих матрицы $[G]$

Из формулы (4.26) и обозначений на рис. 4.2 нетрудно показать, что любая строка матрицы $[G]$ может быть преобразована к виду:

$$Gi = [-\cos(El_i) \times \cos(Az_i) \quad -\cos(El_i) \times \sin(Az_i) \quad -\sin(El_i) \quad 1]^T, \quad (4.31)$$

где: El_i - угол места i -го спутника (градусы);

Az_i - азимут i -го спутника, измеренный против часовой стрелки от оси «X» (градусы);

i - номер спутника.

Весовые коэффициенты матрицы $[W]$ получают расчетным (экспериментальным) путем или принимаются равными единице.

Алгоритм (4.29) применяется для оценки 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 [71, 241, 243]. 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 (4.16);

производится линеаризация системы уравнений путем разложения в ряд Тейлора с удержанием только линейного члена;

к линеаризованной 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 (4.11) для групп спутников n и k применительно к расчетным псевдодальностям:

$$\left. \begin{aligned} PR_i^{расч.} &= \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + h_n + 0 \cdot h_k, 1 \leq i \leq n; \\ PR_j^{расч.} &= \sqrt{(x_j - x)^2 + (y_j - y)^2 + (z_j - z)^2} + 0 \cdot h_n + h_k, n+1 \leq j \leq n+k. \end{aligned} \right\} \quad (4.32)$$

Введем вектор параметров, подлежащих определению:

$$[X] = [x, y, z, h_n, h_k]^T,$$

где «T» - обозначает транспонирование.

Продифференцируем (4.32) по вектору $[\vec{X}]$, полученный результат запишем в виде матрицы, обозначив ее как $[G([\vec{X})]$:

$$\left[\frac{\partial}{\partial [\vec{X}]} PR^{расч.} \right] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_i - x)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(y_i - y)}{PR_i^{расч.}} & \frac{-(z_i - z)}{PR_i^{расч.}} & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_n - x)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(y_n - y)}{PR_n^{расч.}} & \frac{-(z_n - z)}{PR_n^{расч.}} & 1 & 0 \\ \frac{-(x_{n+1} - x)}{PR_{n+1}^{расч.}} & \frac{-(y_{n+1} - y)}{PR_{n+1}^{расч.}} & \frac{-(z_{n+1} - z)}{PR_{n+1}^{расч.}} & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_{n+k} - x)}{PR_{n+k}^{расч.}} & \frac{-(y_{n+k} - y)}{PR_{n+k}^{расч.}} & \frac{-(z_{n+k} - z)}{PR_{n+k}^{расч.}} & 0 & 1 \end{bmatrix} = [G([\vec{X})]]. \quad (4.33)$$

Поясним запись матрицы (4.33). Если мы имеем, например, пять уравнений с пятью неизвестными X_1, X_2, X_3, X_4, X_5 , то их можно записать:

$$\left. \begin{aligned} y_1 &= a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3 + a_{14}x_4 + a_{15}x_5 \\ y_2 &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3 + a_{24}x_4 + a_{25}x_5 \\ y_3 &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + a_{34}x_4 + a_{35}x_5 \\ y_4 &= a_{41}x_1 + a_{42}x_2 + a_{43}x_3 + a_{44}x_4 + a_{45}x_5 \\ y_5 &= a_{51}x_1 + a_{52}x_2 + a_{53}x_3 + a_{54}x_4 + a_{55}x_5 \end{aligned} \right\}. \quad (4.34)$$

В матричном виде система уравнений (4.34) записывается так:

$$[y] = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix}. \quad (4.35)$$

Пусть для систем уравнений (4.34 - 4.35) 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 (4.34) может быть записана в виде:

$$\left. \begin{aligned} y_1 &= a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_2 &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_3 &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 + 1 \cdot x_4 + 0 \cdot x_5 \\ y_4 &= a_{41}x_1 + a_{42}x_2 + a_{43}x_3 + 0 \cdot x_4 + 1 \cdot x_5 \\ y_5 &= a_{51}x_1 + a_{52}x_2 + a_{53}x_3 + 0 \cdot x_4 + 1 \cdot x_5 \end{aligned} \right\}; \quad (4.36)$$

или в матричном представлении:

$$[y] = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 1 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 1 & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 1 & 0 \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & 0 & 1 \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \end{bmatrix}. \quad (4.37)$$

Выражения (4.36 - 4.37) 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 $[\vec{X}]$ в виде разности между измеренными и расчетными псевдодальностями:

$$R_i([\vec{X}]) = PR_i^{измер.} - PR_i^{расч.}, \quad 1 \leq i \leq n+k. \quad (4.38)$$

Разложим функцию (4.38) для всех i в ряд Тейлора с удержанием только линейного члена вблизи вектора $[\vec{X}_0] = [x_0, y_0, z_0, h_{n0}, h_{k0}]^T$.

$$R_i(\vec{X}) = PR_i^{измер.} - PR_i^{расч.}([\vec{X}_0]) + \frac{\partial}{\partial([\vec{X})} R_i([\vec{X})|_{[\vec{X}]=[\vec{X}_0]} \cdot ([\vec{X}] - [\vec{X}_0]). \quad (4.39)$$

В матричном представлении выражение (4.39) запишется:

$$[R([\vec{X})] = [PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] - [G_0] \times [\vec{X}] + [G_0] \times [\vec{X}_0], \quad (4.40)$$

где $[G_0]$ есть матрица (4.33) при подстановке в нее вектора $[\vec{X}_0]$.

Для придания общности введем в систему уравнений (4.40) матрицу весовых коэффициентов, умножив слева обе части системы на диагональную матрицу $[P]$, коэффициенты P_i которой и есть весовые коэффициенты:

$$[P] \times [R([\vec{X})] = [P] \times \{[PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] - [G_0] \times [\vec{X}] + [G_0] \times [\vec{X}_0]\}. \quad (4.41)$$

Искомые параметры - координаты потребителя находятся в векторе $[\vec{X}]$ системы уравнений (4.41). Поскольку система уравнений (4.41) есть переопределенная, то ее оптимальное решение может быть получено методом наименьших квадратов. Для решения методом наименьших квадратов левую часть системы (4.41) будем трактовать как невязки. Тогда квадратичная форма выражения (4.41) запишется следующим образом:

$$[\varepsilon]^T \cdot [\varepsilon] = \{[\Psi] - [G_0] \cdot [\vec{X}]\}^T \cdot [P]^T \cdot [P] \cdot \{[\Psi] - [G_0] \cdot [\vec{X}]\}, \quad (4.42)$$

где:

$$[\varepsilon] = [P] \times [R([\vec{X})],$$

$$[\Psi] = [P] \times \{[PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] + [G_0] \times [\vec{X}_0]\}.$$

Дифференцируя (4.42) по вектору $[\vec{X}]$ и приравнивая нулевому вектору результат, получаем:

$$[G_0]^T \times [P]^T \times [P] \times \{[PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])] + [G_0] \times [\vec{X}_0] - [G_0] \times [\vec{X}]\} = [0]. \quad (4.43)$$

Из выражения (4.43) непосредственно следует:

$$[\vec{X}] = [\vec{X}_0] + \{[G_0]^T \cdot [P]^T \cdot [P] \cdot [G_0]\}^{-1} \cdot [G_0]^T \cdot [P]^T \cdot [P] \times \{[PR^{измер.}] - [PR^{расч.}([\vec{X}_0])]\}. \quad (4.44)$$

Для проведения расчетов по выражению (4.44) 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:

$$[X^{(m+1)}] = [X^{(m)}] + \{[G^{(m)}]^T \cdot [W]^{-1} \cdot [G^{(m)}]\}^{-1} \cdot [G^{(m)}]^T \cdot [W]^{-1} \cdot \{[PR^{(m+1)}] - [PR^{(m)}]\}. \quad (4.45)$$

Алгоритм (4.45) является быстросходящимся, для стандартных измерений матрица $[W]$ единичная, все расчеты по алгоритму проводятся в одной системе координат (ПЗ-90

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 (4.45) может быть обобщен на дальномерные источники, принадлежащие не двум системам, а нескольким. Обобщенный алгоритм подобен алгоритму (4.45), 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:

$$[\tilde{G}] = \begin{pmatrix} \frac{-(x_{s1} - x)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(y_{s1} - y)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(z_{s1} - z)}{PR_{s1}^{расч.}} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ (\cdot)_{s1} & (\cdot)_{s1} & (\cdot)_{s1} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ \frac{-(x_{s2} - x)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(y_{s2} - y)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(z_{s2} - z)}{PR_{s2}^{расч.}} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ (\cdot)_{s2} & (\cdot)_{s2} & (\cdot)_{s2} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_{sn} - x)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(y_{sn} - y)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(z_{sn} - z)}{PR_{sn}^{расч.}} & 0_{sn} & 0_{sn} & \dots & 1_{sn} \end{pmatrix}. \quad (4.46)$$

В матрице (4.46) используется последовательная нумерация строк и столбцов для параметров дальномерных источников систем $s1, s2, \dots, sn$ соответственно. При этом первые три столбца матрицы (4.46) формируются из координат всех дальномерных источников и координат, которые требуется определить (x, y, z) . Коэффициенты $PR_{(i)}^{расч.}$ так же, как и в (4.33), вычисляются по формуле:

$$PR_{(i)}^{расч.} = \sqrt{(x_{(i)} - x)^2 + (y_{(i)} - y)^2 + (z_{(i)} - z)^2}. \quad (4.47)$$

Для оговоренной нумерации столбцы в (4.46), 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 ноль. Каждая строка может содержать только одну единицу.

При применении алгоритмов (4.44 - 4.45) 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 $[G^T \cdot G]^{-1}$ применяются 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 $[G^T \cdot G]^{-1}$.

4.1.4 Алгоритм Гаусса для вычисления обратной матрицы

В данном подразделе применены матричные операции работ [22, 121].

Обратимся к рекуррентной формуле (4.45), зафиксируем процесс вычислений на произвольном шаге и, не указывая индексов, перепишем ее, опустив матрицу $[W]^{-1}$, что не имеет значения для последующих рассуждений:

$$[\delta X] = \{[G]^T \cdot [G]\}^{-1} \cdot [G]^T \cdot [\delta PR], \tag{4.48}$$

$$\text{где } [\delta X] = [X^{(m+1)}] - [X^{(m)}] = [\delta x \quad \delta y \quad \delta z \quad \delta h_{s1} \quad \delta h_{s2} \quad \dots \quad \delta h_{sn}]^T, \\ [\delta PR] = [PR^{(m+1)}] - [PR^{(m)}].$$

Очевидно, что выражению (4.48) предшествовала формула:

$$[G]^T \cdot [G] \cdot [\delta x] = [G]^T \cdot [\delta PR], \tag{4.49}$$

в которой и требуется обратить матрицу $[G]^T \cdot [G]$ из (4.49), чтобы получить (4.48). Матрица $[G]^T \cdot [G] = [G^T G]$ квадратная, симметричная и имеет порядок $n+3=N$ (n - количество спутниковых систем, используемых для оценки координат и расхождения шкал времени).

Обозначим коэффициенты матрицы $[G^T G]$ через $\tilde{g}_{i,j}; i, j \in 1 \dots N$ и учтем, что $\tilde{g}_{i,j} = \tilde{g}_{j,i}$.

Запишем уравнение (4.48) в виде:

$$\begin{pmatrix} \tilde{g}_{1,1} & \tilde{g}_{1,2} & \dots & \tilde{g}_{1,N} \\ \tilde{g}_{1,2} & \tilde{g}_{2,2} & \dots & \tilde{g}_{2,N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \tilde{g}_{1,N} & \tilde{g}_{2,N} & \dots & \tilde{g}_{N,N} \end{pmatrix} \cdot [\delta x] = [G]^T \cdot [\delta PR]. \tag{4.50}$$

Умножим слева формулу (4.50) на матрицу

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ \frac{-\tilde{g}_{1,2}}{\tilde{g}_{1,1}} & 1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 \\ \frac{-\tilde{g}_{1,N}}{\tilde{g}_{1,1}} & 0 & \dots & 1 \\ \frac{\tilde{g}_{1,1}}{\tilde{g}_{1,1}} & & & \end{pmatrix} = [T^{(1)}] \tag{4.51}$$

и получим трансформированное уравнение (4.52):

$$\begin{pmatrix} \tilde{g}_{1,1} & \tilde{g}_{1,2} & \dots & \tilde{g}_{1,N} \\ 0 & \tilde{g}_{2,2}^{(1)} & \dots & \tilde{g}_{2,N}^{(1)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \tilde{g}_{2,N}^{(1)} & \dots & \tilde{g}_{N,N}^{(1)} \end{pmatrix} \cdot [\delta x] = [T^{(1)}] \cdot [G]^T \cdot [\delta PR]. \tag{4.52}$$

Матрица (4.51) нижняя треугольная, на ее главной диагонали стоят 1, первый столбец составлен из отношений коэффициентов первого столбца матрицы $[G^T G]$, и определитель ее равен 1. При перемножении матриц $[T^{(1)}]$ и $[G^T G]$ первая строка матрицы $[T^{(1)}]$ умножается на коэффициенты первого столбца матрицы $[G^T G]$ и последовательно прибавля-

ются к строкам $2...N$ матрицы $[G^T G]$. В итоге коэффициенты первого столбца матрицы $[G^T G]$, начиная со второй строки, обращаются в нуль, а оставшиеся коэффициенты рассчитываются по рекуррентным формуле при $k = 1; i, j \in 2...N$:

$$\tilde{g}_{i,j}^{(k)} = \tilde{g}_{i,j}^{(k-1)} - \frac{\tilde{g}_{i,j}^{(k-1)}}{\tilde{g}_{k,k}^{(k-1)}} \cdot \tilde{g}_{k,j}^{(k-1)}; k = 1...N - 1; i, j \in k + 1...N. \quad (4.53)$$

При $k=1$ верхний индекс u коэффициентов в выражении (4.53) опущен.

Приведенная выше процедура есть первый шаг алгоритма Гаусса для обращения матрицы $[G^T G]$. На втором шаге формируется матрица $[T^{(2)}]$, аналогичная (4.51) из коэффициентов $\tilde{g}_{i,j}^{(1)}$ для $k = 2; i \in 3...N; j = 2$ во втором столбце:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{-\tilde{g}_{i,2}^{(1)}}{\tilde{g}_{2,2}^{(1)}} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \frac{-\tilde{g}_{N,2}^{(1)}}{\tilde{g}_{2,2}^{(1)}} & \dots & 1 \end{bmatrix} = [T^{(2)}]. \quad (4.54)$$

При подстановке этой матрицы в формулу (4.52) и перемножении матриц на месте коэффициентов с индексами $i \in 3...N; j = 2$ получаются нули, а коэффициенты ниже единичной диагонали записываются в соответствии с формулой (4.53) при $k=2$. Правая часть выражения (4.54) умножается слева на матрицу $[T^{(2)}]$. Этот процесс продолжается $N-1$ цикл и после его завершения матрица с коэффициентами $\tilde{g}_{i,j}^{(k)}$ принимает верхний треугольный вид, а в правой части выражения (4.50) появляется произведение $N-1$ нижних треугольных матриц:

$$\begin{bmatrix} \tilde{g}_{1,1} & \tilde{g}_{1,2} & \tilde{g}_{1,3} & \dots & \tilde{g}_{1,N-1} & \tilde{g}_{1,N} \\ 0 & \tilde{g}_{2,2}^{(1)} & \tilde{g}_{2,3}^{(1)} & \dots & \tilde{g}_{2,N-1}^{(1)} & \tilde{g}_{2,N}^{(1)} \\ 0 & 0 & \tilde{g}_{3,3}^{(2)} & \dots & \tilde{g}_{3,N-1}^{(2)} & \tilde{g}_{3,N}^{(2)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \tilde{g}_{N-1,N-1}^{(N-2)} & \tilde{g}_{N-1,N}^{(N-2)} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \tilde{g}_{N,N}^{(N-1)} \end{bmatrix} \cdot [\delta X] = [T^{(N-1)}] \cdot [\dots] \cdot [T^{(2)}] \cdot [T^{(1)}] \cdot [G]^T \cdot [\delta PR]. \quad (4.55)$$

Из формулы (4.55) может быть получена обратная матрица:

$$[G^T G]^{-1} = \begin{bmatrix} \tilde{g}_{1,1} & \tilde{g}_{1,2} & \tilde{g}_{1,3} & \dots & \tilde{g}_{1,N-1} & \tilde{g}_{1,N} \\ 0 & \tilde{g}_{2,2}^{(1)} & \tilde{g}_{2,3}^{(1)} & \dots & \tilde{g}_{2,N-1}^{(1)} & \tilde{g}_{2,N}^{(1)} \\ 0 & 0 & \tilde{g}_{3,3}^{(2)} & \dots & \tilde{g}_{3,N-1}^{(2)} & \tilde{g}_{3,N}^{(2)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \tilde{g}_{N-1,N-1}^{(N-2)} & \tilde{g}_{N-1,N}^{(N-2)} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \tilde{g}_{N,N}^{(N-1)} \end{bmatrix}^{-1} \cdot [T^{(N-1)}] \cdot [\dots] \cdot [T^{(2)}] \cdot [T^{(1)}]. \quad (4.56)$$

Правая часть выражения (4.56) вычисляется достаточно просто. Поскольку обратная матрица в формуле (4.56) диагональная, то ее детерминант равен произведению диагональных элементов:

$$\det = \tilde{g}_{1,1} \cdot \tilde{g}_{2,2}^{(1)} \cdot \tilde{g}_{3,3}^{(2)} \cdot \tilde{g}_{\dots,\dots}^{(\dots)} \cdot \tilde{g}_{N-1,N-1}^{(N-2)} \cdot \tilde{g}_{N,N}^{(N-1)}. \quad (4.57)$$

Детерминант (4.57) является и детерминантом матрицы $[G^T G]$, поскольку определитель произведения матриц $\prod_{N-1}^1 [T^{(n)}]$ равен единице. Алгебраические дополнения обратной матрицы в (4.56) являются верхними треугольными и их значения также есть произведения диагональных коэффициентов, взятые со знаком «+», если сумма нижних индексов четная, и со знаком «-», если - нечетная. Кроме того, все алгебраические дополнения элементов, расположенные выше диагонали, равны нулю. Таким образом, выражение (4.56) принимает вид:

$$[G^T G]^{-1} = \frac{1}{\det} \cdot \begin{pmatrix} \Delta_{1,1} & \Delta_{2,1} & \Delta_{3,1} & \dots & \Delta_{N-1,1} & \Delta_{N,1} \\ 0 & \Delta_{2,2} & \Delta_{3,2} & \dots & \Delta_{N-1,2} & \Delta_{N,2} \\ 0 & 0 & \Delta_{3,3} & \dots & \Delta_{N-1,3} & \Delta_{N,3} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \Delta_{N-1,\dots} & \Delta_{N,\dots} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \Delta_{N-1,N-1} & \Delta_{N,N-1} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \Delta_{N,N} \end{pmatrix} \cdot \prod_{N-1}^1 [T^{(n)}], \quad (4.58)$$

где $\Delta_{j,i}$ - алгебраические дополнения верхней треугольной матрицы из формулы (4.55).

Для завершения процесса вычисления обратной матрицы (4.58) необходимо перемножить верхнюю треугольную матрицу и произведение нижних треугольных матриц. При вычислении следует учесть, что матрица $[G^T G]^{-1}$ симметричная относительно главной диагонали. Определять следует только диагональные и верхние или нижние элементы. При вычислении произведения в (4.56) симметрию матрицы можно использовать как критерий правильности вычислений. При приведении матриц к треугольной форме необходимо следить за тем, чтобы первые коэффициенты строк не были равны нулю.

Не смотря на кажущуюся громоздкость вычисления обратной матрицы (4.58), изложенная модификация алгоритма Гаусса является наиболее эффективной по количеству вычислительных операций и экономии памяти в вычислительных устройствах [22].

4.1.5 Геометрический фактор и погрешности определения координат

При проведении навигационных вычислений по выражениям (4.48) одним из определяющих параметров являются измеренные псевдодальности, через которые по сути и производятся все дальнейшие вычисления. На рис. 4.3 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 векторами положений спутника r_{Sv} и фазового центра антенны приемника r_R .

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. 4.4 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. 4.4 изображена сплошной ломаной линией, а дальность - пунктирной прямой.

Вектора погрешностей на рис. 4.4 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;

$\Delta r_{eph,SA}$ - погрешности, связанные с неточностью задания эфемерид (индекс «eph») спутника, введением селективного доступа (индекс «S/A»).

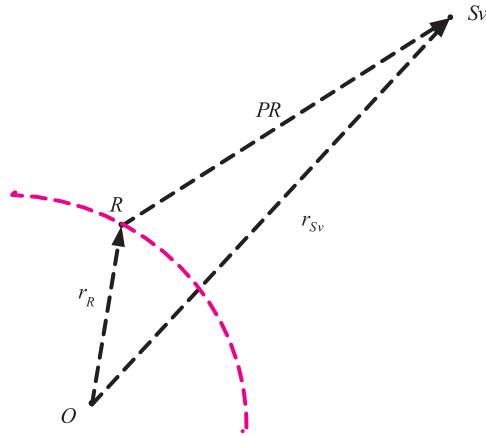


Рис. 4.3. Идеализированное расположение фазового центра антенны приемника (R) и спутника Sv

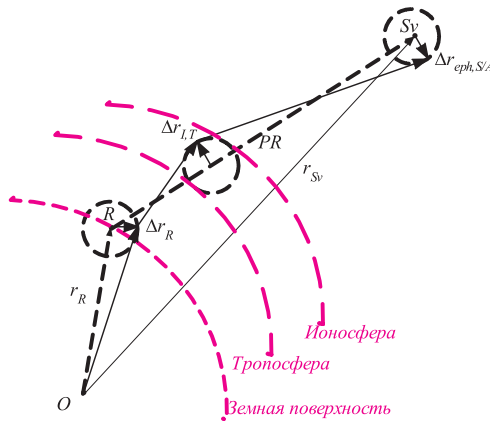


Рис. 4.4. Интерпретация остаточных погрешностей псевдодальности

При некоррелированных значениях векторов Δr погрешности при определении координат и смещения шкал времени приемника и спутников связаны соотношением (4.48) и при оценке точности определения координат с применением нескольких СРНС можно записать:

$$[\Delta X] = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta h_{s1} \ \Delta h_{s2} \ \dots \ \Delta h_{sn}]^T = [G^T G]^{-1} \cdot G^T \cdot [\Delta PR_i], i \in 1 \dots N. \quad (4.59)$$

Получим ковариационные матрицы E от левой и правой частей уравнения (4.59)

$$E(\Delta X \cdot \Delta X^T) = [G^T G]^{-1} \cdot G^T \cdot E(\Delta PR_i \cdot \Delta PR_i^T) \cdot G \cdot [G^T G]^{-1}. \quad (4.60)$$

При равноточных измерениях псевдодальностей

$$E(\Delta PR_i \cdot \Delta PR_i^T) = \sigma_{PR}^2 \cdot [1], \quad (4.61)$$

где: σ_{PR}^2 - дисперсия определения псевдодальностей,

[1] - единичная матрица.

Раскрывая формулу (4.60) с учетом (4.61) получаем:

$$\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_{h_{s1}}^2 + \sigma_{h_{s2}}^2 + \dots + \sigma_{h_{sn}}^2 = \sigma_{PR}^2 \cdot Tr \{ [G^T G]^{-1} \}, \quad (4.62)$$

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 из выражений (4.56 - 4.58):

$$Tr \{ [G^T G]^{-1} \} = \frac{1}{det} (\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \dots + \tilde{\Delta}_{N-1,N-1} + \tilde{\Delta}_{N,N}), \quad (4.63)$$

где $\tilde{\Delta}_{i,i}, i \in 1 \dots N$ - диагональные элементы произведения матриц в формуле (4.58).

При определении координат одной СРНС в научно-технической литературе и документации на спутниковые навигационные приемники оперируют следующими понятиями и определениями [46, 71, 74, 95, 131, 139, 177, 181, 191, 218, 245, 252, 253, 256 и 284]:

пространственно-временной геометрический фактор изменения точности:

$$GDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_h^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \tilde{\Delta}_{3,3} + \tilde{\Delta}_{4,4}}{det}}; \quad (4.64)$$

пространственный геометрический фактор изменения точности:

$$PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2} + \tilde{\Delta}_{3,3}}{det}}; \quad (4.65)$$

горизонтальный геометрический фактор изменения точности:

$$HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{1,1} + \tilde{\Delta}_{2,2}}{det}}; \quad (4.66)$$

вертикальный (по оси z) геометрический фактор изменения точности:

$$VDOP = \frac{\sqrt{\sigma_z^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{3,3}}{det}}; \quad (4.67)$$

временной фактор изменения точности:

$$TDOP = \frac{\sqrt{\sigma_h^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{4,4}}{det}}. \quad (4.68)$$

Если при измерении координат и времени используется несколько СРНС, то выражение (4.68) представляется в виде:

$$TDOP_i = \frac{\sqrt{\sigma_{h_{si}}^2}}{\sigma_{PR}} = \sqrt{\frac{\tilde{\Delta}_{3+i,3+i}}{det}}, \quad i \in 1 \dots n, \quad (4.69)$$

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 (4.31). С математической точки зрения понятие геометрического фактора можно связать с детерминантом матрицы $[G^T G]^{-1}$. Известно [22], 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. 4.5 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 (Δ) навигационных спутников $Sv_{1,2}$. Меньшая область на рис. 4.5а характеризует низкие геометрические факторы, большая на рис. 4.5б - высокие.

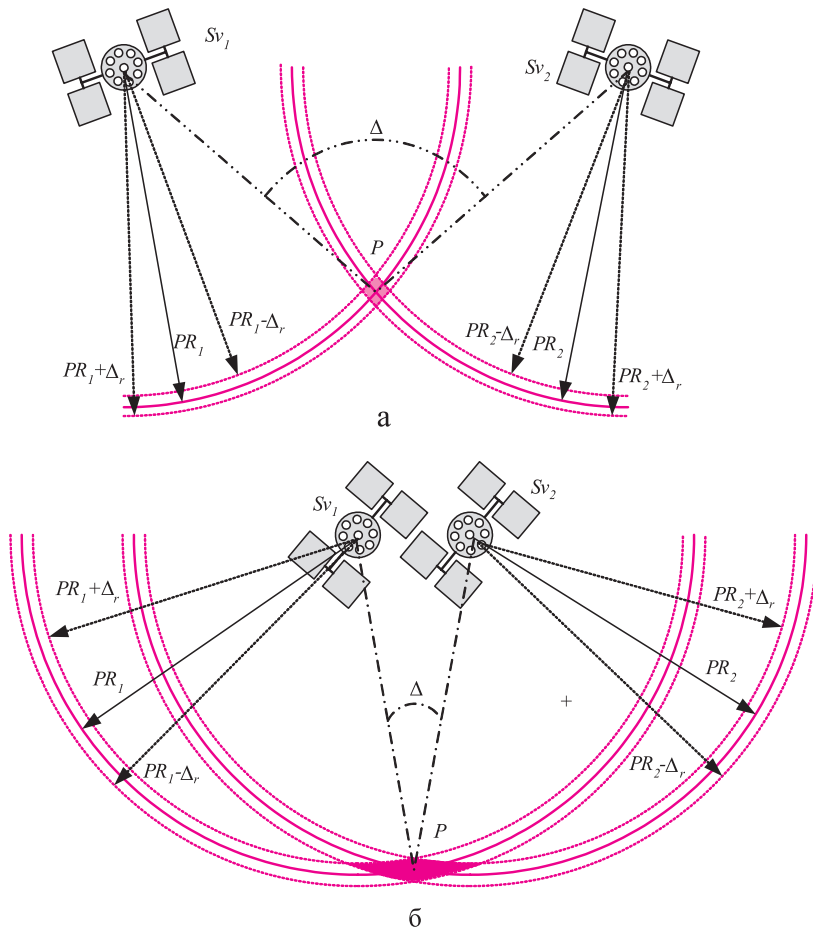


Рис. 4.5. Погрешности определения координат:
а- низкий геометрический фактор, б- высокий геометрический фактор

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. 4.6).

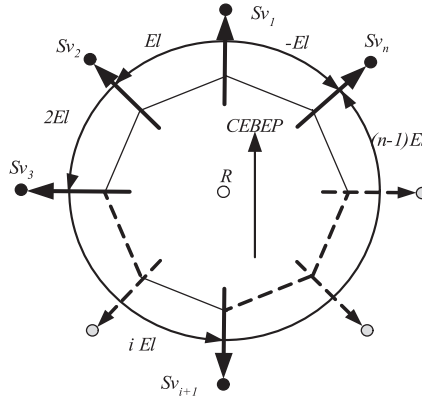


Рис. 4.6. Расположение дальномерных источников на плоскости

Для сформулированной задачи матрица $[G]$, учитывая формулу (4.31) и обозначения рис. 4.6, имеет вид:

$$[G] = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -\cos(El) & -\sin(El) & 1 \\ -\cos(El \cdot 2) & -\sin(El \cdot 2) & 1 \\ \dots & \dots & 1 \\ -\cos(El \cdot i) & -\sin(El \cdot i) & 1 \\ \dots & \dots & 1 \\ -\cos(El \cdot (n-1)) & -\sin(El \cdot (n-1)) & 1 \end{bmatrix}, i \in 1 \dots n-1, \quad (4.70)$$

где n - количество дальномерных источников.

Результаты расчетов по выражениям (4.64 - 4.70) для количества дальномерных источников от 3 до 192 представлены на рис. 4.7.

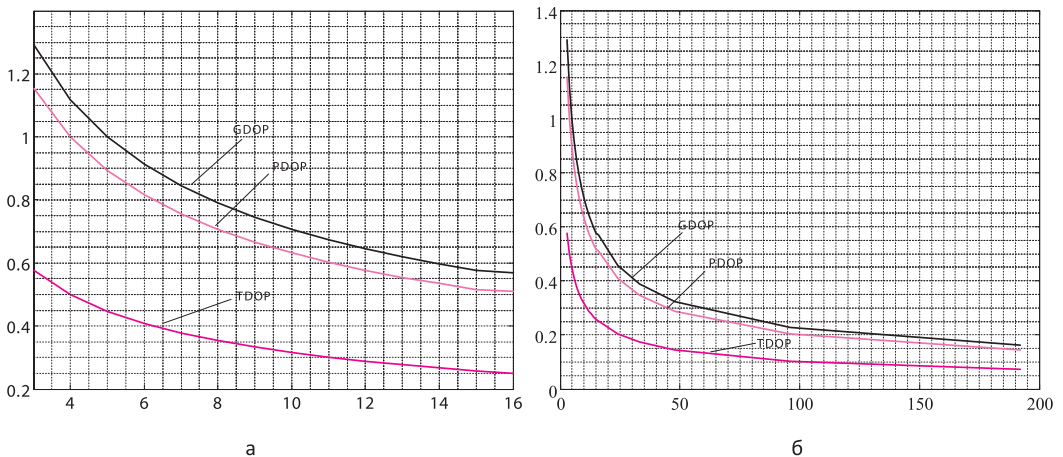


Рис. 4.7. Геометрические факторы на плоскости:
 а - количество дальномерных источников 3...16,
 б - количество дальномерных источников 3...192

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. 4.76 для количества дальномерных источников, больше нескольких десятков, не представляют практического значения, с теоретических позиций они интересны тем, что величины геометрических факторов в пределе стремятся к пока еще неустановленному минимальному значению.

Матрицы $[G^T G]^{-1}$ 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 пятиугольника минимальное значение $GDOP = 1$. На рис. 4.8 приведены контурные графики зависимости $GDOP$ для пяти дальномерных источников, расположенных 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. 4.8а подробный для меньших значений $GDOP$, график рис. 4.8б - для более высоких значений $GDOP$.

На линиях рис. 4.8 указаны значения $GDOP$ на границах контура, по горизонтальным и вертикальным осям отложены углы на дальномерные источники. Чтение графиков, например, на рис. 4.8а. 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.

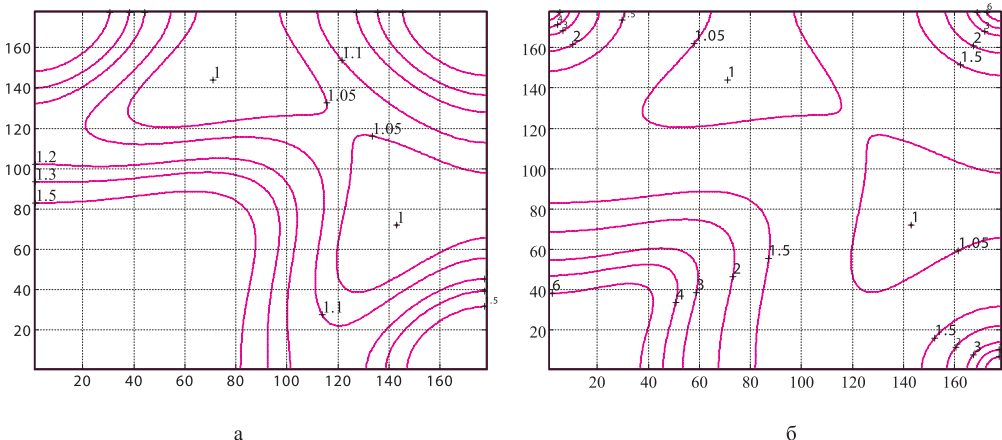


Рис. 4.8. Геометрические факторы на плоскости:
а - $GDOP_{max} = 1.5$, б - $GDOP_{max} = 6$

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 для конфигурации из четырех дальномерных источников (рис. 4.9).

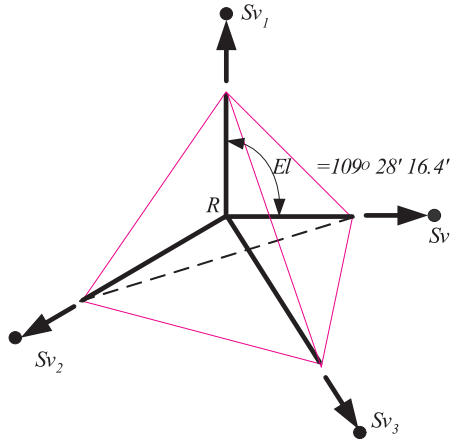


Рис. 4.9. Конфигурация четырех дальномерных источников

Для этой конфигурации матрица $[G]$, с помощью которой рассчитывается геометрический фактор, имеет вид:

$$[G] = \begin{bmatrix} -\cos(El_1) \cdot \cos(Az_1) & -\cos(El_1) \cdot \sin(Az_1) & -\sin(El_1) & 1 \\ -\cos(El_2) \cdot \cos(Az_2) & -\cos(El_2) \cdot \sin(Az_2) & -\sin(El_2) & 1 \\ -\cos(El_3) \cdot \cos(Az_3) & -\cos(El_3) \cdot \sin(Az_3) & -\sin(El_3) & 1 \\ -\cos(El_4) \cdot \cos(Az_4) & -\cos(El_4) \cdot \sin(Az_4) & -\sin(El_4) & 1 \end{bmatrix}. \quad (4.71)$$

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

$El = \arccos(-\frac{1}{3}) = 109.471220634491^\circ$ (см. рис. 4.9). Если в формуле (4.71) 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 $[G^T \cdot G]^{-1}$:

$$[G^T \cdot G]^{-1} = \begin{bmatrix} 0.75 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.75 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.75 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.25 \end{bmatrix}. \quad (4.72)$$

Из матрицы (4.72) по формулам (4.64 - 4.70) получаем:

$$GDOP = 1.581139, PDOP = 1.5, HDOP = 1.2247449, VDOP = 0.8660254, TDOP = 0.5. \quad (4.73)$$

В полученном результате $GDOP$ имеет минимальное значение при изменении углов El_i и Az_i . Следует отметить, что результат (4.73) получен при расположении дальномерных источников ниже горизонта примерно на 19.5° . Для спутниковых систем это невыпол-

нимо, но для наземных псевдоспутников или каких-либо других дальномерных источников вполне приемлемо.

При $El_2 = El_3 = El_4 = 0$; Az_1 – 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. 4.10 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 $GDOP$.

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.

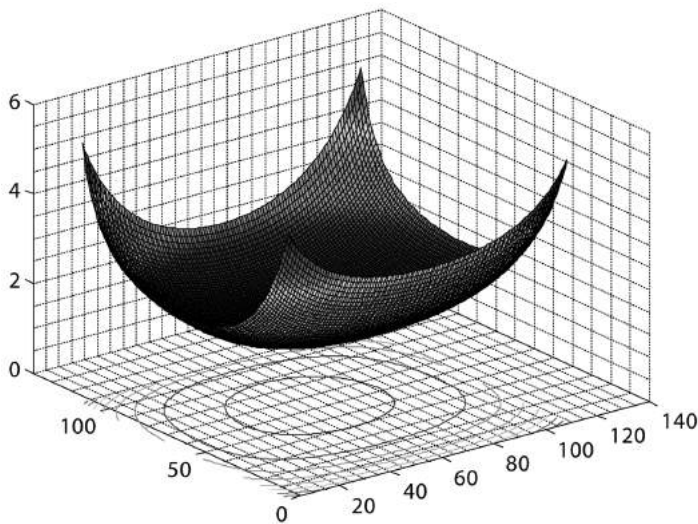


Рис. 4.10. Поверхность, ограничивающая $GDOP$
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 496)

На рис. 4.11 изображены зависимости изменения геометрических факторов при изменении направлений на дальномерные источники для таких же условий, что и на рис. 4.10.

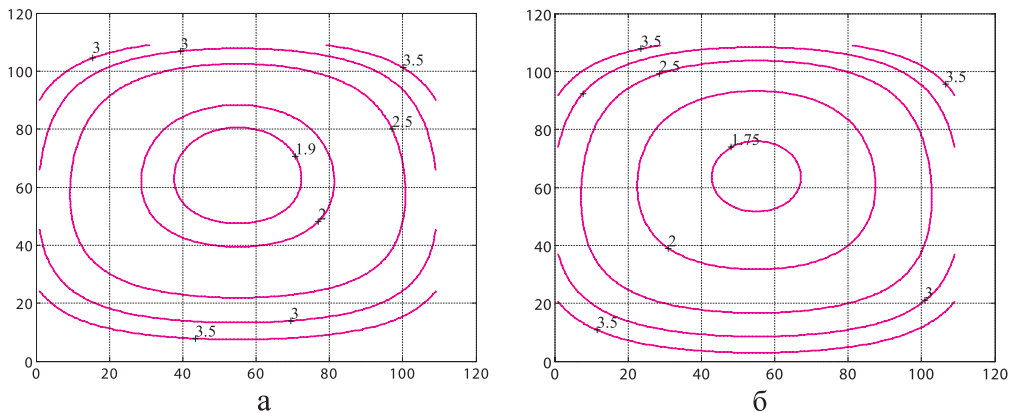


Рис. 4.11. Контурные графики: а - $GDOP$, б - $PDOP$

4.1.6 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. Поскольку координаты фазового центра антенны ККС известны, ее вычислитель может рассчитать псевдодальности по выражению:

$$PR_{\text{расчетн.}(i)} = \sqrt{(x_i - X_{Ant})^2 + (y_i - Y_{Ant})^2 + (z_i - Z_{Ant})^2}, \quad (4.74)$$

где x_i , y_i , z_i - координаты i -го навигационного спутника.

Разница между расчетной и измеренной псевдодальностями есть поправка к псевдодальности до соответствующего навигационного спутника. Учет в аппаратуре потребителя этой разницы и позволяет повысить точность навигационных определений. Выше дана упрощенная трактовка дифференциального метода. Выражение (4.74) 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 (4.29), 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 алгоритмам, рассмотренным ранее.

4.2 Алгоритмы расчета эфемерид навигационных спутников

4.2.1 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 $(|t_i - t_3| < 15 \text{ мин})$, 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 имеют вид [24]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dx_a}{dt} &= V_{x_a}, \\ \frac{dy_a}{dt} &= V_{y_a}, \\ \frac{dz_a}{dt} &= V_{z_a}, \\ \frac{dV_{x_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{X}_a - \frac{3}{2} \cdot J_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{X}_a \cdot \rho^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{x_{ac}} + J_{x_{ac}}, \\ \frac{dV_{y_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{Y}_a - \frac{3}{2} \cdot J_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{Y}_a \cdot \rho^2 \cdot (1 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{y_{ac}} + J_{y_{ac}}, \\ \frac{dV_{z_a}}{dt} &= -\bar{\mu} \cdot \bar{Z}_a - \frac{3}{2} \cdot J_{20} \cdot \bar{\mu} \cdot \bar{Z}_a \cdot \rho^2 \cdot (3 - 5 \cdot \bar{Z}_a^2) + J_{z_{ac}} + J_{z_{ac}}, \end{aligned} \right\} \quad (4.75)$$

где: $x_a, y_a, z_a; V_{x_a}, V_{y_a}, V_{z_a}$ - координаты и скорости навигационных спутников, которые требуется определить по осям X_a, Y_a, Z_a абсолютной геоцентрической системы координат;

$$\bar{\mu} = \frac{\mu}{r^2}; \mu = 398600.44 \text{ км}^3 / \text{с}^2 - \text{постоянная гравитационного поля Земли};$$

$$r = \sqrt{x_a^2 + y_a^2 + z_a^2} - \text{расстояние от центра Земли до спутника};$$

$$\bar{X}_a = x_a / r, \bar{Y}_a = y_a / r, \bar{Z}_a = z_a / r - \text{нормированные координаты};$$

$J_{20} = 1082625.75 \cdot 10^{-9}$ - коэффициент при второй зональной гармонике разложения уравнения гравитационного поля Земли по сферическим функциям;

$J_{x_{ac}}, J_{y_{ac}}, J_{z_{ac}}; J_{x_{ai}}, J_{y_{ai}}, J_{z_{ai}}$ - ускорения от солнечных и лунных гравитационных возмущений соответственно по осям X_a, Y_a, Z_a абсолютной геоцентрической системы координат;

$$\rho = a_e / r, a_e = 6378.136 \text{ км} - \text{экваториальный радиус Земли.}$$

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} J_{x_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\xi_k - \bar{X}_{ak}) / \Delta_k^3 - \xi_k \right]; \\ J_{y_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\eta_k - \bar{Y}_{ak}) / \Delta_k^3 - \eta_k \right]; \\ J_{z_{ak}} &= \bar{\mu}_k \left[(\zeta_k - \bar{Z}_{ak}) / \Delta_k^3 - \zeta_k \right], \end{aligned} \right\} \quad (4.76)$$

где: k - индекс возмущающего тела, $k = l$ для Луны и $k = c$ для Солнца;

$$\bar{\mu}_k = \mu_k / r_k^2;$$

$\mu_l = 4902.835 \text{ км}^3 / \text{с}^2; \mu_c = 0.132563 \cdot 10^{12} \text{ км}^3 / \text{с}^2$ - константы гравитационного поля Луны и Солнца соответственно;

$$\bar{X}_{ak} = X_a / r_k, \bar{Y}_{ak} = Y_a / r_k, \bar{Z}_{ak} = Z_a / r_k;$$

$$\Delta_k = \sqrt{(\xi_k - \bar{X}_{ak})^2 + (\eta_k - \bar{Y}_{ak})^2 + (\zeta_k - \bar{Z}_{ak})^2};$$

ξ_k, η_k, ζ_k и r_k - направляющие косинусы и радиус-вектор Луны (Солнца) в системе координат O, X_a, Y_a, Z_a на момент задания эфемерид $t_э$.

В документе [24] рекомендуется вычислять ξ_k, η_k, ζ_k и r_k один раз на время задания эфемерид $t_э$ и применять полученный результат на интервал размножения эфемерид, равный ± 15 мин., по выражениям (4.77):

$$\left. \begin{aligned} \xi_n &= \sin(v_n + \Gamma')\xi_{11} + \cos(v_n + \Gamma')\xi_{12}; \\ \eta_n &= \sin(v_n + \Gamma')\eta_{11} + \cos(v_n + \Gamma')\eta_{12}; \\ \zeta_n &= \sin(v_n + \Gamma')\zeta_{11} + \cos(v_n + \Gamma')\zeta_{12}; \\ \xi_c &= \cos v_c \cdot \cos \omega_c + \sin v_c \cdot \sin \omega_c; \\ \eta_c &= (\sin v_c \cdot \cos \omega_c + \cos v_c \cdot \sin \omega_c) \cdot \cos \varepsilon; \\ \zeta_c &= (\sin v_c \cdot \cos \omega_c + \cos v_c \cdot \sin \omega_c) \cdot \sin \varepsilon; \\ r_k &= a_k \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k). \end{aligned} \right\} \quad (4.77)$$

Составляющие в формулах (4.77) рассчитываются следующим образом. Из решения трансцендентного уравнения (уравнения Кеплера)

$$E_k = g_k + e_k \cdot \sin E_k \quad (4.78)$$

определяются истинные аномалии v_n, v_c для Луны и Солнца, для расчета которых, а также всех компонентов выражений (4.77, 4.78), применяются соотношения:

$$\left. \begin{aligned} \sin v_k &= \sqrt{1 - e_k^2} \cdot \sin E_k \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k)^{-1}; \\ \cos v_k &= (\cos E_k - e_k) \cdot (1 - e_k \cdot \cos E_k)^{-1}; \\ \xi_{11} &= \sin \Omega_n \cdot \cos \Omega_n \cdot (1 - \cos i_n); \\ \xi_{12} &= 1 - \sin^2 \Omega_n \cdot (1 - \cos i_n); \\ \eta_{11} &= \xi^* \cdot \cos \varepsilon - \zeta^* \cdot \sin \varepsilon; \\ \eta_{12} &= \xi_{11} \cdot \cos \varepsilon + \eta^* \cdot \sin \varepsilon; \\ \zeta_{11} &= \xi^* \cdot \sin \varepsilon + \zeta^* \cdot \cos \varepsilon; \\ \zeta_{12} &= \xi_{11} \cdot \sin \varepsilon - \eta^* \cdot \cos \varepsilon; \\ \xi^* &= 1 - \cos^2 \Omega_n \cdot (1 - \cos i_n); \\ \eta^* &= \sin \Omega_n \cdot \sin i_n; \\ \zeta^* &= \cos \Omega_n \cdot \sin i_n; \\ g_k &= g_{ok} + g_{1k} \cdot T; \\ \Omega_n &= \Omega_{on} + \Omega_n \cdot T; \\ \Gamma' &= \Gamma'_0 + \Gamma'_1 \cdot T; \\ T &= (27392.375 + \Sigma \partial n + t_э / 86400) / 36525. \end{aligned} \right\} \quad (4.79)$$

В формулах (4.77- 4.79) обозначено:

$a_n = 3.84385243 \cdot 10^5$ км - большая полуось орбиты Луны;

$a_c = 1.49598 \cdot 10^8$ км - большая полуось орбиты Солнца;

$e_n = 0.054900489$ - эксцентриситет орбиты Луны;

$e_c = 0.016719$ - эксцентриситет орбиты Солнца;

$i_n = 5^\circ 08'43''.4$ - наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики;

$\varepsilon = 23^\circ 26'33''$ - средний наклон эклиптики к экватору;

$g_{0n} = -63^\circ 53' 43''.41$;

$\Omega_{0n} = 259^\circ 10' 59''.79$;

$\Gamma'_0 = -334^\circ 19' 46''.40$;

$\Gamma'_1 = 4069^\circ 02' 02''.52$;

$\omega_c = 281^\circ 13' 15''.00 + 6189''.03 \cdot T$;

$g_{0c} = 358^\circ 28' 33''.04$;

$g_{1c} = 129596579'' .10$;

T - время, отсчитываемое от фундаментальной 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 (4.75) являются гринвичские координаты $x(t_s)$, $y(t_s)$, $z(t_s)$ и составляющие вектора скорости $V_x(t_s)$, $V_y(t_s)$, $V_z(t_s)$, содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из гринвичской системы координат O, X, Y, Z (ПЗ-90) в абсолютную O, X_a, Y_a, Z_a по формулам:

$$X_a(t_s) = x(t_s) \cdot \cos S - y(t_s) \cdot \sin S,$$

$$Y_a(t_s) = x(t_s) \cdot \sin S + y(t_s) \cdot \cos S,$$

$$Z_a(t_s) = z(t_s),$$

$$V_{x_a}(t_s) = V_x(t_s) \cdot \cos S - V_y(t_s) \cdot \sin S - \omega_3 \cdot Y_a(t_s), \quad (4.80)$$

$$V_{y_a}(t_s) = V_x(t_s) \cdot \sin S + V_y(t_s) \cdot \cos S + \omega_3 \cdot X_a(t_s),$$

$$V_{z_a}(t_s) = V_z(t_s),$$

$$S(t_s) = S_0 + \omega_3 (t - 3^h), \quad (4.81)$$

где:

$\omega_3 = 0,729211510^{-4}$ рад/с - угловая скорость вращения Земли;

S_0 - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид t_s .

Алгоритм расчета истинного звездного времени приведен в разделе 3.

Дополнительные варианты учета лунно-солнечных ускорений даются в ИКД ГЛОНАСС [23, 24].

4.2.2 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 [233] предлагает следующий алгоритм расчета.

Координаты спутников в геоцентрической фиксированной системе координат (ECEF) рассчитываются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} x_k &= x'_k \cdot \cos \Omega_k - y'_k \cdot \cos i_k \cdot \sin \Omega_k \\ y_k &= x'_k \cdot \sin \Omega_k + y'_k \cdot \cos i_k \cdot \cos \Omega_k \\ z_k &= y'_k \cdot \sin i_k \end{aligned} \right\}. \quad (4.82)$$

Скорректированная долгота восходящего узла (Ω_k) определяется из соотношения:

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) \cdot t_k - \dot{\Omega}_e \cdot t_{oe}. \quad (4.83)$$

Координаты навигационного спутника в орбитальной плоскости:

$$\left. \begin{aligned} x'_k &= r_k \cdot \cos u_k \\ y'_k &= r_k \cdot \sin u_k \end{aligned} \right\}. \quad (4.84)$$

Скорректированное наклонение орбиты спутника:

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (IDOT) \cdot t_k, \quad (4.85)$$

где: $IDOT$ - скорость изменения угла наклонения орбиты спутника;

t_k - время, отсчитываемое от опорной эпохи задания эфемерид (t_{oe}).

Скорректированный радиус орбиты спутника:

$$r_k = A \cdot (1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k. \quad (4.86)$$

Скорректированный аргумент широты:

$$u_k = \Phi_k + \delta u_k. \quad (4.87)$$

Поправка для коррекции аргумента широты:

$$\delta u_k = C_{us} \cdot \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cdot \cos 2\Phi_k. \quad (4.88)$$

Поправка для коррекции радиуса:

$$\delta r_k = C_{rc} \cdot \cos 2\Phi_k + C_{rs} \cdot \sin 2\Phi_k. \quad (4.89)$$

Поправка для коррекции угла наклонения:

$$\delta i_k = C_{ic} \cdot \cos 2\Phi_k + C_{is} \cdot \sin 2\Phi_k. \quad (4.90)$$

Аргумент широты:

$$\Phi_k = v_k + \omega. \quad (4.91)$$

Эксцентриская аномалия:

$$E_k = \arccos \frac{e + \cos v_k}{1 + e \cdot \cos v_k}. \quad (4.92)$$

Истинная аномалия:

$$v_k = \arctg \left(\frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right) = \arctg \left[\frac{(\sqrt{1 - e^2} \cdot \sin E_k) / (1 - e \cdot \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1 - e \cdot \cos E_k)} \right], \quad (4.93)$$

где:

$$\sin \nu_k = \left(\sqrt{1 - e^2} \cdot \sin E_k \right) / (1 - e \cdot \cos E_k);$$

$$\cos \nu_k = (\cos E_k - e) / (1 - e \cdot \cos E_k).$$

Решаемое методом итераций уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии имеет вид:

$$M_k = E_k - e \cdot \sin E_k. \quad (4.94)$$

Средняя аномалия:

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k. \quad (4.95)$$

Скорректированное среднее движение:

$$n = n_0 + \Delta n. \quad (4.96)$$

Время, отсчитываемое от опорной эпохи эфемерид:

$$t_k = t - t_{oe}, \quad (4.97)$$

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:

$$n_0 = \sqrt{\mu / A^3}, \quad (4.98)$$

где A - большая полуось эллиптической орбиты навигационного спутника.

В выражениях (4.82 - 4.98) параметры: C_{rs} , Δn , M_0 , C_{uc} , e , C_{us} , \sqrt{A} , t_{oe} передаются с навигационного спутника в подкадре 2 (их содержание описано в разделе 3);

параметры: C_{ic} , Ω_0 , C_{is} , i_0 , C_{rc} , ω , $\dot{\Omega}$ (*OMEGADOT*), *IDOT* передаются с навигационного спутника в подкадре 3 (их содержание описано в разделе 3).

Параметры $\mu = 3.986005 \times 10^{14}$ м³/сек² и $\Omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5}$ рад/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 гео-стационарных координатах потребитель должен прибавить соответствующие поправки к координатам (x, y, z) .

4.3 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) [234].

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, 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 GPS 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 сегментом.

Для точного счета времени связи времени GPS и UTC используется Z-счет, который определяется как 29-ти битовое двоичное число, состоящее из 2-х частей (Z-счет описан в подразделе 2.2.2).

Навигационные данные, передаваемые с каждого спутника GPS, позволяют потребителям:

корректировать время фаз кодов с учетом релятивистских эффектов;

компенсировать «одночастотному» (L1 или L2) потребителю эффекты дифференциальной групповой задержки сигнала спутника;

корректировать «двухчастотному» (L1 и L2) потребителю групповую задержку распространения электромагнитных сигналов, обусловленную ионосферными эффектами.

В аппаратуре потребителя системное время GPS (в сек) рассчитывается по уравнениям:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}, \quad (4.99)$$

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1} \cdot (t - t_{oc}) + a_{f2} \cdot (t - t_{oc})^2 + \Delta t_r, \quad (4.100)$$

$$\Delta t_r = F \cdot e \cdot \sqrt{A} \cdot \sin E_k, \quad (4.101)$$

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);

$F = -2\mu^{0.5}/c^2 = -4,442807633 \cdot (10)^{-10}$ (сек/м^{0.5});

$\mu = 3,986005 \cdot 10^{14}$ (м³/сек²);

$c = 2,99792458 \cdot 10^8$ (м/сек) - скорость света;

e, A, E_k - параметры орбит, значения которых передаются в подкадрах 2 и 3.

Поскольку уравнения (4.99) и (4.100) 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 (4.100). Величина t должна вычисляться при учете перехода «начало/конец» недели. Если величина $(t-t_{oc}) > 302400$ секунд, от t вычитается 604800 секунд; если величина $(t-t_{oc}) < -302400$ секунд, к t добавляется 604800 секунд.

Величина коррекции T_{GD} для сигналов на частотах $L1$ и $L2$ вычисляется Управляющим сегментом GPS для учета эффекта разницы групповой задержки между сигналами на $L1$ и $L2$ (передается в подкадре 1). Данная коррекция предназначена «одночастотным» ($L1$ или $L2$) потребителям.

Потребитель, использующий частоту $L1$, должен изменять смещения фазы кода по формуле:

$$(\Delta t_{sv})_{L1} = \Delta t_{sv} - T_{GD}. \quad (4.102)$$

Потребитель, использующий частоту $L2$, должен изменять смещения фазы кода по формуле:

$$(\Delta t_{sv})_{L2} = \Delta t_{sv} - \frac{\gamma}{1-\gamma} \cdot (t_{L1} - t_{L2}), \quad (4.103)$$

где: $\gamma = (1575,42/1227,6)^2 = (77/60)^2$;

t_{L1} , t_{L2} - время передачи 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) и 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 вычисляется по формуле, аналогичной (4.97) при $t_{oe} = t_{oa}$:

$$t_k = t - t_{oa}. \quad (4.104)$$

Потребитель может использовать опорное время альманаха при долговременных режимах работы. Соответствующие правила даны в *ICD-GPS-200* [234].

Временные параметры альманаха рассчитываются по выражениям:

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv}, \quad (4.105)$$

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1} \cdot t_k, \quad (4.106)$$

где: t - системное время GPS (секунды);

t_{sv} - эффективное время фазы PRN кода спутника во время передачи сообщения (секунды);

Δt_{sv} - временный сдвиг фазы PRN кода спутника (секунды);

t_k - рассчитывается по формуле (4.104);

a_{f0} , a_{f1} - коэффициенты аппроксимирующего полинома, передаваемые в подкадрах 4 и 5 (см. раздел 3).

Таким образом, соотношения (4.99 - 4.106) 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 (сек) вычисляется по выражению:

$$T_{iono} = \begin{cases} F \cdot \left[5.0 \times 10^{-9} + (AMP) \cdot \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & \text{если } x \leq 1.57; \\ F \cdot (5.0 \times 10^{-9}), & \text{если } x \geq 1.57, \end{cases} \quad (4.107)$$

где:

$$AMP = \sum_{n=0}^3 (\alpha_n \cdot \varphi_m^n) \text{ (секунд), если } AMP \geq 0;$$

$$AMP = 0 \text{ (секунд), если } AMP < 0;$$

$$x = \frac{2\pi \cdot (t - 50400)}{PER} \text{ (радиан);}$$

$$PER = \sum_{n=0}^3 (\beta_n \cdot \varphi_m^n) \text{ (секунд), если } PER \geq 72.000,$$

$$PER = 0 \text{ (секунд), если } PER < 72.000;$$

$$F = 1.0 + 16.0 \cdot (0.53 - \theta)^3;$$

α_n, β_n (для $n = 0, 1, 2, 3$) - параметры, передаваемые со спутника (подкадр 4, строка 18);

$$\varphi_m = \varphi_i + 0.064 \cdot \cos(\lambda_i - 1.617) \text{ (полуциклы);}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\Psi \cdot \sin A}{\cos \varphi_i} \text{ (полуциклы);}$$

$$\bar{\varphi}_i = \varphi_u + \Psi \cdot \cos A \text{ (полуциклы);}$$

$$\varphi_i = \bar{\varphi}_i, \text{ если } \bar{\varphi}_i \leq 0.416 \text{ (полуциклы);}$$

$$\varphi_i = (+0.416), \text{ если } \bar{\varphi}_i > 0.416 \text{ (полуциклы);}$$

$$\varphi_i = (-0.416), \text{ если } \bar{\varphi}_i < (-0.416) \text{ (полуциклы);}$$

$$\Psi = \frac{0.0317}{E + 0.11} - 0.022 \text{ (полуциклы);}$$

$t = 4.32 \times 10^4 \times \lambda_l +$ (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;

(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 (4.107) 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* [234].

Связь всемирного времени (UTC) с системным временем GPS выполняется с использованием информации, передаваемой с навигационных спутников в подкадре 4 (страница подкадра 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). При этом 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:

$$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC}) [\text{mod } 86400] \text{ сек,} \quad (4.108)$$

$$\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1 \cdot [t_E - t_{ot} + 604800 \cdot (WN - WN_t)] \text{ сек,} \quad (4.109)$$

где:

t_E - системное время GPS , установленное потребителем согласно формулы (4.99) и с учетом ионосферных коррекций;

$$(x) [\text{mod } y] = x - \left(\text{наименьшее целое } \frac{x}{y} \right) \cdot y - \text{остаток от деления } x \text{ на } y;$$

86400 и 604800 - количество секунд в сутках и неделе соответственно;

Δt_{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:

$$t_{UTC} = W [\text{mod } (86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})] \text{ сек,} \quad (4.110)$$

$$W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200) [\text{mod } 86400] + 43200 \text{ сек,} \quad (4.111)$$

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 (4.108, 4.109) при замене Δt_{LS} на Δt_{LSF} .

4.4 Алгоритм расчета ионосферной поправки в SBAS

Для оценки ионосферных коррекций, обусловленных прохождением электромагнитных сигналов навигационных спутников через атмосферу, ИКАО разработана и рекомендована к применению сеточно-точечная модель ионосферы (IGP). Модель IGP (рис. 4.12) представляет собой тело вращения в виде эллипсоида, ограниченного двумя поверхностями: поверхностью эллипсоида WGS-84 и поверхностью на постоянной высоте, равной 350 км над эллипсоидом WGS-84. Модель IGP разделена по долготе на 9 диапазонов (0...8) и по широте на 2 диапазона (9,10) через 5 градусов. Диапазоны 0...8 и 9,10 также разделены через 5 градусов по долготе и широте соответственно. Диапазоны 0...7 содержат по 201 точке, диапазон 8 - 200 точек, диапазоны 9 и 10 - по 192 точки. Для этих точек потребителю передаются значения вертикальной задержки электромагнитного сигнала. Эти точки называются точками «прокалывания» ионосферы (IPP). Пример формирования точки IPP иллюстрирует рис. 4.13.

	180	140	100	60	20	Гринвичский меридиан	20	60	100	140	180
85	9						9				
60							4	5	6	7	8
40	0	1	2	3	4						
20											
0°, W, Запад, Экватор							Экватор, Восток E, 0°				
20	0	1	2	3	4		4	5	6	7	8
40											
60											
85	10						10				

Рис. 4.12. Точечная модель ионосферной сетки

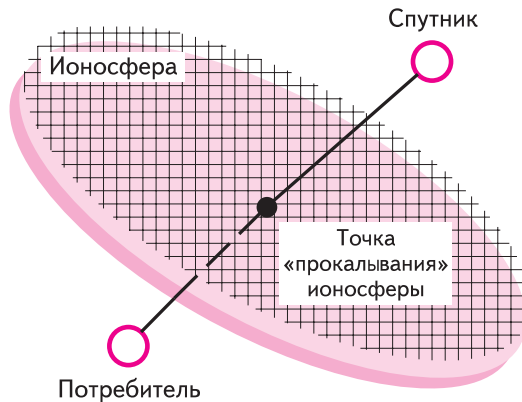


Рис. 4.13. Формирование точек ионосферы

Ионосферная поправка для i -го спутника:

$$IC_i = -F_{pp} \cdot \tau_{\nu pp}, \tag{4.112}$$

где: F_{pp} - коэффициент отклонения; $\tau_{\nu pp}$ - интерполированная оценка вертикальной ионосферной задержки, определяемая в зависимости от количества точек интерполяции (четыре или три).

Коэффициент отклонения:

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cdot \cos(\theta_i)^2}{R_e + h_I} \right) \right]^{-1/2}, \tag{4.113}$$

где:

$R_e = 6378.1363$ км - радиус Земли;

θ_i - угол места i -го спутника;

$h_i = 350$ км - средняя высота ионосферы.

Если со спутника *GEO SBAS* передается информация для четырех углов ячейки *IGP* (рис. 4.14), то

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^4 W_k \cdot \tau_{v_k}, \quad (4.114)$$

где:

коэффициенты W_k рассчитываются через координаты точек x_{pp}, y_{pp} по формулам:

$$\begin{aligned} W_1 &= x_{pp} \cdot y_{pp}; \\ W_2 &= (1 - x_{pp}) \cdot y_{pp}; \\ W_3 &= (1 - x_{pp}) \cdot (1 - y_{pp}); \\ W_4 &= x_{pp} \cdot (1 - y_{pp}). \end{aligned} \quad (4.115)$$

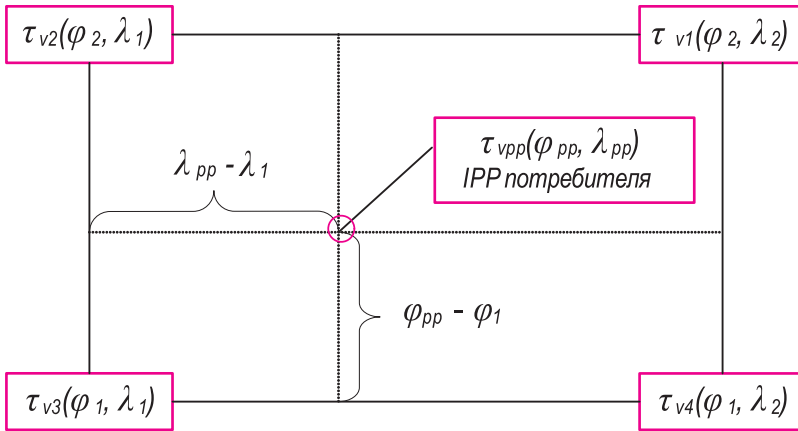


Рис. 4.14. Четырехточечная модель

Для *IPP* лежащих между 85° северной и 85° южной широт:

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}; \quad (4.116)$$

$$y_{pp} = \frac{\varphi_{pp} - \varphi_1}{\varphi_2 - \varphi_1}, \quad (4.117)$$

где:

λ_{pp} и φ_{pp} - координаты долготы и широты местоположения потребителя;

λ_1 - долгота *IGP* к западу от *IPP*;

λ_2 - долгота *IGP* к востоку от *IPP*;

φ_1 - широта *IGP* к югу от *IPP*;

φ_2 - широта *IGP* к северу от *IPP*.

Для IPP севернее 85° северной и южнее 85° южной широт расчет ведется по другим выражениям.

Если со спутника *GEO SBAS* передается информация для трех углов ячейки *IGP* (рис. 4.15), то величина τ_{vpp} приемником потребителя рассчитывается для точек, лежащих между 75° северной и 75° южной широт по формуле (4.114) для $k=1, 2, 3$. При этом:

$$\left. \begin{aligned} W_1 &= y_{pp}; \\ W_2 &= 1 - x_{pp} - y_{pp}; \\ W_3 &= x_{pp}, \end{aligned} \right\} \quad (4.118)$$

где x_{pp}, y_{pp} - рассчитываются по выражениям (4.115, 4.116) с учетом того, что вторая точка *IGP* (*IGP2*) всегда имеет координаты λ_1 и φ_1 и является вершиной треугольника, противоположной гипотенузе (см. рис. 4.15).

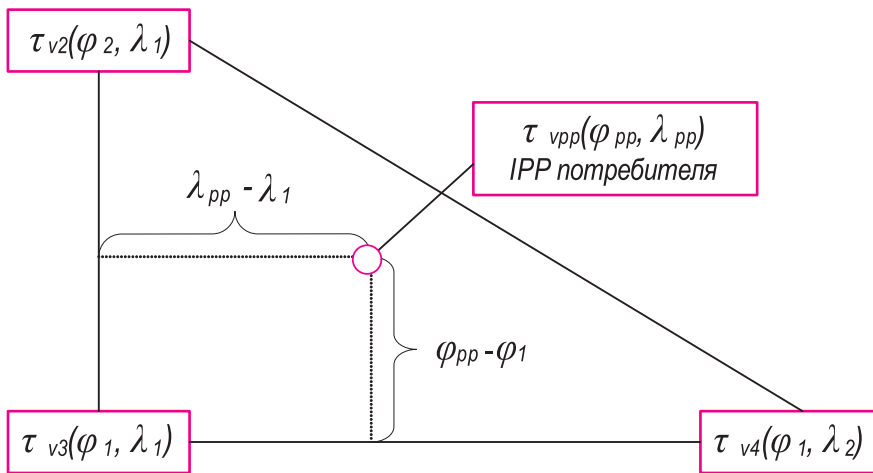


Рис. 4.15. Трехточечная модель

Для других точек трехточечная интерполяция *SBAS* не поддерживается.

Протокол для выбора точек *IGP* при проведении ионосферных коррекций приводится в стандарте ИКАО.

4.5 Измерение псевдодальности

Псевдодальность является одной из главных измерительных информаций, необходимых 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:

$$PR_i = c \cdot (t_{np} - t_{i,Sv}), \quad (4.119)$$

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, передаваемых 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 сек. (рис. 4.16). В течение недели передается 100800 подкадров или 20160 кадров.

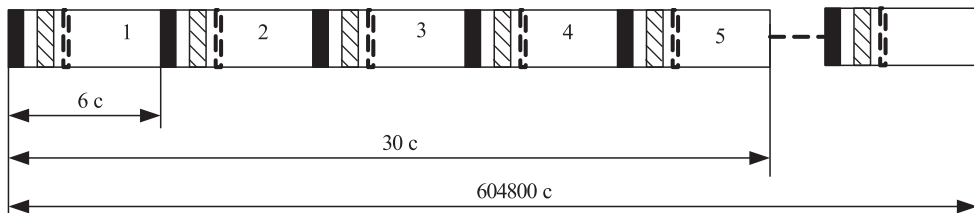


Рис. 4.16. Данные спутника в течение недели

Каждый подкадр содержит преамбулу из 8 двоичных символов 10001011 (на рис. 4.16 - 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 сек. 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 мсек 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 определяются 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, кратны 20 мсек (длительность информационных символов), а внутрисимвольные отсчеты кратны периоду повторения C/A кода (1 мсек). 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. 4.17 изображены фрагмент сигнала спутника, характеризующийся первым от начала подкадра фазовым переходом, обусловленным фазовой манипуляцией несущей частоты информационными символами.

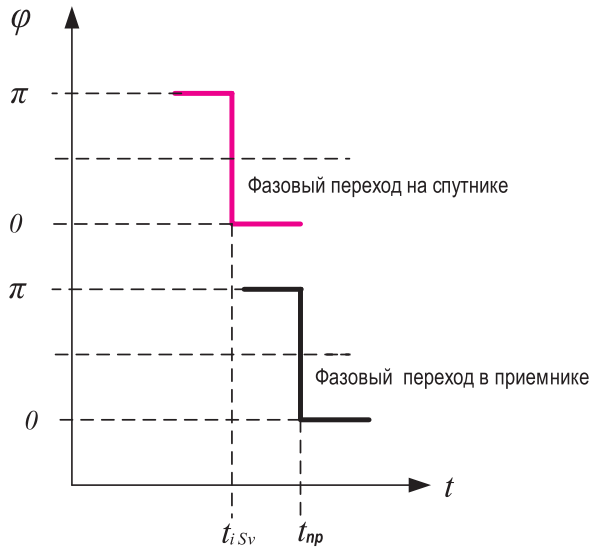


Рис. 4.17. Первые от начала подкадра фазовые переходы

Этот же фазовый переход в нижней части рис. 4.17 зарегистрирован в момент приема сигнала. Поскольку отсчет ведется по одной и той же шкале времени, совмещенной с началом подкадра, то псевдодальность определяется по формуле (4.119). 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 мсек. На рис. 4.18 изображена рассчитанная зависимость (ось ординат в мсек) задержки сигнала в пространстве от угла видимости спутника (ось абсцисс в градусах).

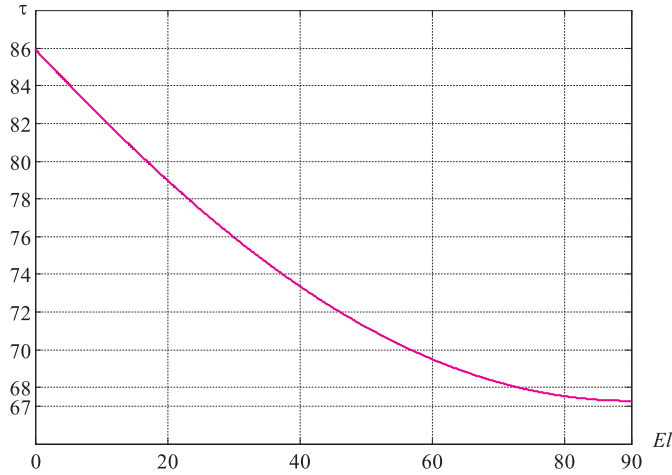


Рис. 4.18. Зависимость времени распространения сигнала спутника от угла видимости

Как следует из рис. 4.18, максимальная разница между низким и высоким спутниками несколько меньше 19 мсек. Это дает основание организовать следующую схему измерения относительной задержки времени. Рассмотрим символы преамбулы с высокочастотным заполнением (рис. 4.19).

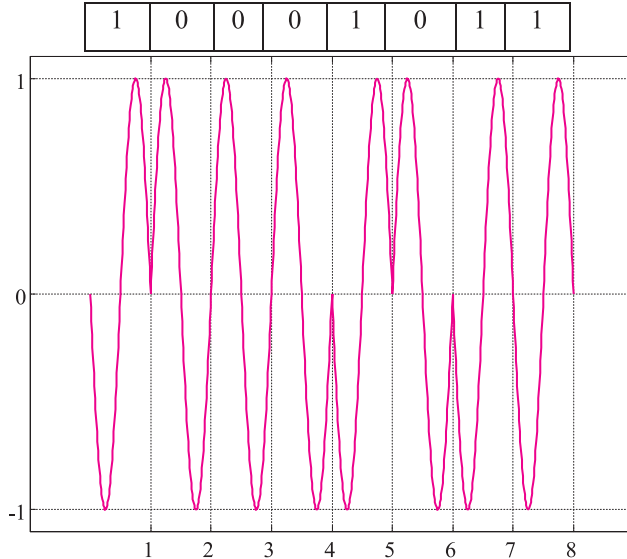


Рис. 4.19. Изображение фазоманипулированного сигнала преамбулы

Фазовые переходы имеют место между 1 и 2; 4 и 5; 5 и 6; 6 и 7 символами. Поскольку спутники практически в один 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 мсек 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 мсек. Истинная задержка сигнала лежит в пределах 67...86 мсек. При получении Δt_i мы фактически из каждого значения задержки фрагмента сигнала вычитали постоянную величину. Если эту величину обозначить через ΔC , то выражение (4.119) примет вид:

$$PR_i = c \cdot (\Delta C + \Delta t_i), \quad (4.120)$$

где ΔC при решении навигационной задачи выбирается достаточно произвольно.

При этом следует иметь в виду, что размерность выражения, стоящего в скобках в формуле (4.120) в мсек, а следовательно - скорость света c должна быть пересчитана в м/мсек для получения псевдодальности в метрах. При использовании формулы (4.120) получаются очень грубые значения псевдодальностей. Тем не менее они применяются при решении навигационной задачи. После определения координат потребителя по формулам (4.23) или (4.25) 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 госэталопа координированного всемирного времени Российской Федерации *UTC(SU)*; 03 ч 00 м - московское декретное время.

Время каждого навигационного спутника может отличаться от системного времени и требует корректировки при проведении навигационных определений.

Местное время потребителя 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 началом 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. 4.20.

Данная шкала отражает положение во времени 15 строк навигационного сообщения спутника (1 кадр). Полное сообщение со спутника передается в пяти кадрах, подобных рис. 4.21. В трех первых строках ($m=1, 2, 3$) имеются данные, используемые для расчета

псевдодалности. Процедуры применения этих данных объясняются ниже. Пять кадров полного сообщения навигационного спутника образуют суперкадр. Положение суперкадра на временной шкале спутника показано на рис. 4.21. Границы кадров в суперкадре совмещаются с двухсекундными метками времени.



Рис. 4.20. Шкала времени навигационного спутника

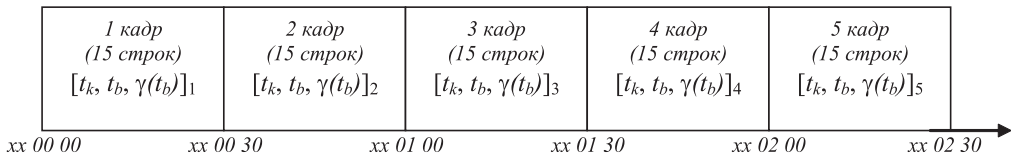


Рис. 4.21. Положение суперкадра на временной шкале спутника

Время спутника t_k , передаваемое в первой строке каждого кадра, имеет следующий формат: количество разрядов - 12; старшие 5 разрядов (на рис. 4.21 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).

Слово t_b передается во второй строке каждого кадра, его десятичный эквивалент с дискретом 15 минут может изменяться от 15 до 1425 ($15 \times 96 = 24$ 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 :

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

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 ;

$f_{нн}$ - 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, про-

шедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для n -го спутника.

Для описания процедуры измерений псевдодальности введем следующие определения:

$t_k(I)$ - время начала первой строки кадра имеет размерность xx ч; yy мин; 00 или 30 сек;

$t_k(I)+2m$ - время окончания текущей строки и начала следующей ($m=1, 2, \dots, 15$; цифра 2 имеет размерность секунд);

$t_k(I)+30K$ - 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 образующая 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 сек информационные символы длительностью 20 миллисекунд и 0.3 сек символы метки времени длительностью 10 миллисекунд).

Шкалы времени и фрагменты сигнала ГЛОНАСС (излученный спутником и принятый приемником) изображены на рис. 4.22 в системной шкале, шкале времени навигационного спутника и местной шкале приемника.

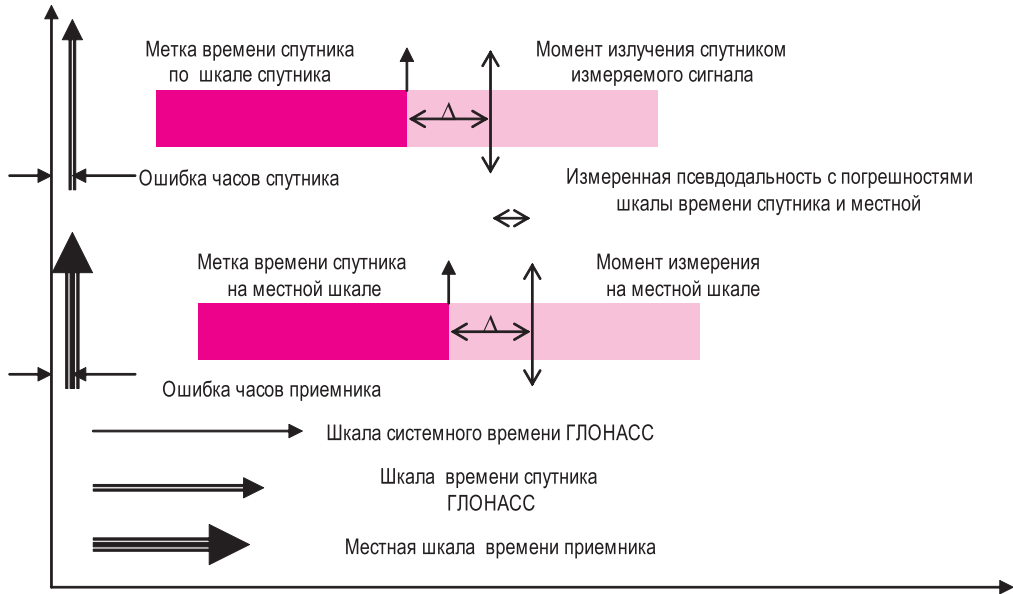


Рис. 4.22. Расположение фрагментов сигнала на шкалах времени

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:

$$t_k(I)+2m,$$

где $t_k(I)$ - время, передаваемое спутником в первой строке текущего кадра.

Определяется момент излучения спутником, измеряемого фрагмента сигнала, в шкале времени спутника по выражению:

$$t_{uzl} = t_k(I)+2m+\Delta,$$

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 псевдодалности 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 псевдодалности 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. 4.23). Относительная задержка всех видимых спутников будет располагаться в пределах длительности одного информационного символа (в пределах 20 мсек). Учитывая, что в ГЛОНАСС имеется специально сформированная метка времени, информационные символы складываются по модулю 2 с меандром, имеющим частоту 100 Гц, то возможности построения оптимальных алгоритмов измерения и оценки псевдодалностей существенно расширяются.

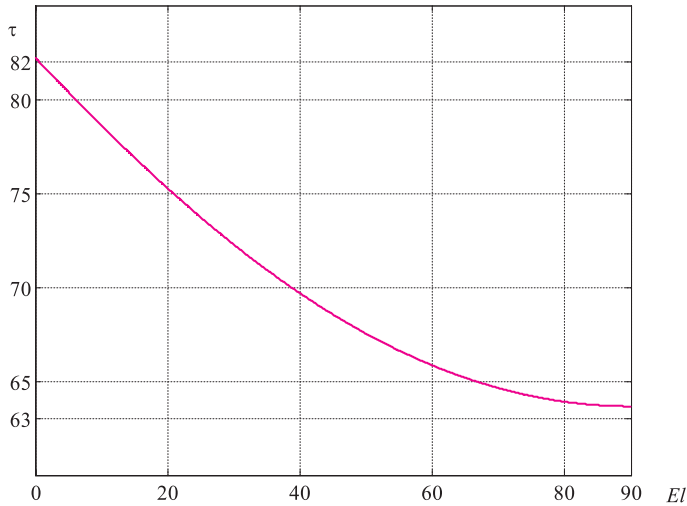


Рис. 4.23. Зависимость времени распространения сигнала спутника ГЛОНАСС от угла видимости

4.6 Алгоритм оценки координат, времени и псевдодалностей в системе SBAS

При использовании для навигационных определений $SBAS$ координаты спутников GEO на любой момент времени определяются по формуле:

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} \times (t - t_{0G}) + \frac{1}{2} \times \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} \times (t - t_{0G})^2, \tag{4.121}$$

где: X_G, Y_G, Z_G - координаты спутника GEO на момент времени t_{0G} ; $\dot{X}_G, \dot{Y}_G, \dot{Z}_G$ - скорость спутника GEO на момент времени t_{0G} ; $\ddot{X}_G, \ddot{Y}_G, \ddot{Z}_G$ - ускорение спутника GEO на

момент времени t_{0G} ; t_{0G} - время привязки данных, выраженное как время от полуночи текущих суток.

Бортовое время спутника *GEO SBAS* корректируется уравнениями:

$$t = t_G - \Delta t_G, \quad (4.122)$$

где: t - сетевое время *SBAS*; t_G - бортовое время спутника *GEO* на момент передачи сообщения; Δt_G - поправка к бортовому времени спутника *GEO* на любой момент времени, которая определяется по формуле:

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1} \cdot (t - t_{0,GEO}), \quad (4.123)$$

где коэффициенты a_{Gf0} , a_{Gf1} , $t_{0,GEO}$ передаются в сообщении типа 9 *SBAS*.

Коррекция координат спутников основной группировки в *SBAS* выполняется в приемнике потребителя по следующим соотношениям:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{\text{кор}} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} \times (t - t_{iLT}), \quad (4.124)$$

где: $[x_i \ y_i \ z_i]^T$ - вектор положения i -го *GPS/ГЛОНАСС* спутника согласно *ICD-GPS-200*, ИКД-2008 (ГЛОНАСС) [234, 24]; $[\delta x_i \ \delta y_i \ \delta z_i]^T$ и $[\delta \dot{x}_i \ \delta \dot{y}_i \ \delta \dot{z}_i]^T$ - поправки, передаваемые в сообщениях *SBAS* типа 24 и 25; t_{iLT} - время привязки данных i -го спутника.

Коррекция времени i -го спутника *GPS* производится по уравнениям:

$$t = t_{iSV} - [(\Delta t_{iSV})_{LI} + \delta \Delta t_{iSV}]; \quad (4.125)$$

$$\delta \Delta t_{iSV} = \delta a_{if0} + \delta a_{if1} \cdot (t_k - t_{iLT}), \quad (4.126)$$

где: t - системное время *SBAS*; t_{iSV} - бортовое время i -го спутника *GPS* на момент передачи сообщения; $(\Delta t_{iSV})_{LI}$ - сдвиг фазы псевдодалномерного кода i -го *GPS*-спутника согласно *ICD-GPS-200* [234]; $\delta \Delta t_{iSV}$ - коррекция поправки для бортового времени.

Для коррекции времени спутниковой группировки ГЛОНАСС алгоритмы коррекции в ИКД не приводятся.

Скорректированная псевдодалность для i -го спутника на момент времени t и поправки к скорости изменения дальности (RRC_i) определяются из выражений:

$$PR_{i \text{ кор}} = PR_i + FC_i + RRC_i \cdot (t - t_{if0}) + IC_i + TC_i; \quad (4.127)$$

$$RRC_i = (FC_{i \text{ посл}} - FC_{i \text{ пред}}) / (t_{if0} - t_{if0 \text{ пред}}), \quad (4.128)$$

где: PR_i - измеренная псевдодалность с учетом применения поправок к бортовому времени i -го спутника; FC_i - быстрая поправка к псевдодалности для i -го спутника для быстроменяющихся погрешностей, применяется после учета долгосрочной поправки и не содержит поправок к ионосфере и тропосфере (передается в сообщениях *SBAS* типа 2-5); RRC_i - поправка к скорости изменения дальности; $t_{if0 \text{ пред}}$ - время привязки последней быстрой поправки $FC_{i \text{ посл}}$; $FC_{i \text{ посл}}$ - последняя быстрая поправка; IC_i - ионосферная поправка; TC_i - тропосферная поправка (носит локальный характер и определяется потребителем); $t_{if0 \text{ пред}}$ - время привязки предыдущей быстрой поправки $FC_{i \text{ пред}}$; $FC_{i \text{ пред}}$ - предыдущая быстрая поправка.

4.7 Алгоритмы оценки уровней защиты в СРНС

4.7.1 Определение уровней защиты в SBAS

Уровни защиты в SBAS определяются по следующим формулам [302]:

по горизонтали -

$$HPL_{SBAS} = K_{H, NPA} d_{major}; \quad (4.129)$$

$$HPL_{SBAS} = K_{H, PA} d_{major}; \quad (4.130)$$

по вертикали -

$$VPL_{SBAS} = K_{V, PA} dV, \quad (4.131)$$

где: $K_{H, NPA} = 6,18$; $K_{H, PA} = 6,00$; $K_{V, PA} = 5,33$ - эмпирические коэффициенты;

$$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}} - \text{дисперсия модели распределения, включаю-}$$

щая истинные распределения по оси x - $d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2$; по оси y - $d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2$; ковариация моделей распределения по осям x и y - $d_{xy}^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$; дисперсия модели истин-

ного распределения по вертикальной оси $d_V^2 = \sum_{i=1}^N s_{V,i}^2 \sigma_i^2$, в которые входят: $s_{x,i}$ - частная

производная по x погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника; $s_{y,i}$ - частная производная по y погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника; $s_{V,i}$ - частная производная по вертикали погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника.

Дисперсия распределения ошибок псевдодальности:

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UDRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 \quad (4.132)$$

Первая составляющая в выражении (4.132) оценивается следующим образом:

если в сообщении SBAS типа 10 признак квадратичного суммирования быстрых и долгосрочных поправок (RSS_{UDRE}) равен 0,

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE} (\delta UDRE) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{llc} + \varepsilon_{er}]^2, \quad (4.133)$$

если в сообщении SBAS типа 10 признак квадратичного суммирования быстрых и долгосрочных поправок (RSS_{UDRE}) равен 1,

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE} (\delta UDRE)]^2 + \varepsilon_{fc}^2 + \varepsilon_{rrc}^2 + \varepsilon_{llc}^2 + \varepsilon_{er}^2, \quad (4.134)$$

если параметры деградации не используются, а быстрые и долгосрочные или дальноммерные параметры применяются,

$$\sigma_{i,flt}^2 = [\sigma_{i,UDRE} (\delta UDRE) + 8M]^2, \quad (4.135)$$

если быстрые или долгосрочные поправки или дальноммерные параметры спутников GEO SBAS не используются,

$$\sigma_{i,flt}^2 = (60)^2 \text{ м}^2. \quad (4.136)$$

Коэффициенты деградации быстрых поправок ε_{fc} и ε_{rrc} рассчитываются по выражениям:

$$\varepsilon_{fc} = a(t - t_u + t_{lat})^2/2, \quad (4.137)$$

где: a - показатель фактора деградации быстрых поправок; t - текущее время; t_u - время привязки показателя $UDRE_i$ (если признак набора данных для быстрых поправок $IODF_j \neq 3$, то t_u есть начало передачи блока сообщений, содержащих последние данные

$UDRE_i$ в сообщениях типа 2...6 или 24, совпадающие с $IODF_j$, применяемой быстрой поправки; если $IODF_j = 3$, то t_u совпадает с началом сообщения, содержащего быструю поправку для i -го спутника; для параметров $UDRE$, передаваемых в сообщениях $SBAS$ 2...5 и 24 t_u совпадает с временем привязки быстрых поправок; для параметров $UDRE$, передаваемых в сообщениях $SBAS$ типа 6 при $IODF_j \neq 3$, t_u определяется как время передачи первого бита сообщения на спутник $GEO SBAS$; t_{lat} - системное время запаздывания (интервал времени между началом деградации быстрой поправки и опорным временем для параметра $UDRE$);

$$\begin{aligned} &\text{при } RRC = 0 \\ &\varepsilon_{rrc} = 0; \\ &\text{при } RRC \neq 0 \text{ и } IODF \neq 3 \end{aligned} \tag{4.138}$$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ если } (IODF_{mек} - IODF_{nпед})_{MOD3=1} \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) \times (t - t_{0f}), \text{ если } (IODF_{mек} - IODF_{nпед})_{MOD3 \neq 1} \end{cases}; \tag{4.139}$$

при $RRC \neq 0$ и $IODF = 3$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, \text{ если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| = 0 \\ \left(\frac{a \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right|}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) \times (t - t_{0f}), \text{ если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| \neq 0 \end{cases}, \tag{4.140}$$

где: $IODF_{mек}$ - параметр, соответствующий последней быстрой поправке; $IODF_{nпед}$ - параметр, соответствующий предыдущей быстрой поправке; a - показатель фактора деградации быстрых поправок; $\Delta t = t_{0f} - t_{of_nпед}$ - интервал времени между текущим и предыдущим сообщениями; I_{fc} - срок действия быстрых поправок для потребителя; B_{rrc} - параметр, определяющий границы шума и погрешности округления при вычислении деградации поправки к скорости изменения дальности.

Коэффициенты деградации для долгосрочных поправок разделяются на две группы: для навигационных спутников и для спутников $GEO SBAS$.

Коэффициенты для навигационных спутников:

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc_lsb} + C_{lrc_vl} \cdot \max(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{lrc_vl}), \tag{4.141}$$

если код скорости равен 1;

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc_v0} \cdot A \tag{4.142}$$

если код скорости равен 0.

В формулах (4.141, 4.142) C_{lrc_lsb} - максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью передаваемых данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10); C_{lrc_vl} - диапазон скоростных ошибок при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости параметров изменения орбиты и времени (параметр передается в сообщении типа 10); t - текущее время; $t_{i,LT}$ - время привязки поправок к эфемеридам, времени и частоте, выраженное в секундах от полуночи текущих суток (параметр передается в сообщении типа 10); I_{lrc_vl} - интервал обновления долгосрочных поправок при коде скорости равном «1» (параметр передается в сообщении типа 25); C_{lrc_v0} - параметр, определяющий границы расхождения между двумя последовательными долгосрочными поправками для спутников с кодом скорости «0»

(параметр передается в сообщении типа 10); A - наибольшее целое меньше отношения $(t - t_{lrc})/I_{lrc_y0}$; t_{lrc} - время передачи первого бита сообщения долгосрочной коррекции на спутник *GEO SBAS*.

Для спутников *GEO SBAS*:

$$\varepsilon_{lrc} = C_{geo_lsb} + C_{geo_v} \max(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}), \quad (4.143)$$

где: C_{geo_lsb} - максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10); C_{geo_v} - диапазон скоростной ошибки при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения данных об орбите и времени (параметр передается в сообщении типа 10); $t_{0,GEO}$ - время привязки данных для дальномерной функции спутника *GEO*, выраженное как время от полуночи текущих суток (параметр передается в сообщении типа 9); t - текущее время; I_{geo} - интервал обновления для дальномерных сообщений спутника *GEO* (параметр передается в сообщении типа 10).

Параметры деградации на этапах, от полета по маршруту до неточного захода на посадку, принимаются в следующем виде:

если срок действия быстрых и долгосрочных поправок не истек для точного захода на посадку

$$\varepsilon_{er} = 0, \quad (4.144)$$

если срок действия поправок истек

$$\varepsilon_{er} = C_{er}, \quad (4.145)$$

где C_{er} - диапазон остаточной погрешности, связанный с использованием данных за пределами интервала времени для точного захода на посадку (параметр передается в сообщении типа 10).

Дисперсия погрешности в определении псевдодальности после применения ионосферных коррекций для i -го спутника σ_{iUIRE}^2 в выражении (4.132) рассчитывается по формуле (далее индекс « i » упущен):

$$\sigma_{UIRE}^2 = F_{pp}^2 \cdot \sigma_{UIVE}^2, \quad (4.146)$$

где: F_{pp} - коэффициент отклонения, который рассчитывается по формуле (4.113); σ_{UIVE}^2 - дисперсия остаточной вертикальной погрешности ионосферной задержки при определении погрешности задержки с вероятностью 0.999, вычисленная по формуле:

$$\sigma_{UIVE}^2 = \sum_1^4 W_n \sigma_{n,iono}^2, \quad (4.147)$$

в которой

$$\sigma_{n,iono}^2 = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{если в сообщении типа 10 } RSS_{iono} = 0; \\ \sigma_{GIVE}^2 + \varepsilon_{iono}^2, & \text{если в сообщении типа 10 } RSS_{iono} = 1. \end{cases} \quad (4.148)$$

Расчетный коэффициент:

$$\varepsilon_{iono} = C_{iono_step} \cdot B + C_{iono_ramp} (t - t_{iono}), \quad (4.149)$$

где: C_{iono_step} , C_{iono_ramp} - параметры из сообщения *SBAS* типа 10; t - текущее время; t_{iono} - время передачи первого бита сообщения на спутник *GEO SBAS*; $B = \left\lfloor \frac{t - t_{iono}}{t_{iono}} \right\rfloor$ - наибольшее целое меньше отношения $\frac{t - t_{iono}}{t_{iono}}$.

Выражению (4.147) эквивалентна формула для вычисления непосредственно самой остаточной ионосферной вертикальной погрешности при четырех- и трехточечной аппроксимации ионосферной сетки:

$$UIVE = \begin{cases} \sum_{k=1}^4 W_k(x_{pp}, y_{pp}) \cdot GVIE_k; \\ \sum_{k=1}^3 W_k(x_{pp}, y_{pp}) \cdot GVIE_k, \end{cases} \quad (4.150)$$

где W_k, x_{pp}, y_{pp} - те же весовые коэффициенты и точки ионосферной сетки, определяемые по формулам (4.117, 4.118).

Если ионосферные поправки не принимаются, то дисперсия в выражении (4.146) рассчитывается по формуле:

$$\sigma_{UIVE}^2 = MAX \left\{ \left(\frac{T_{iono}}{5} \right)^2, (F_{pp} \tau_{vert})^2 \right\}, \quad (4.151)$$

где: T_{iono} - задержка в ионосфере, рассчитанная по выбранной модели ионосферы;

F_{pp} - коэффициент отклонения, рассчитываемый по формуле (4.113);

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9.0 \text{ м}, & 0 \leq \varphi_{pp} \leq 20^\circ; \\ 4.5 \text{ м}, & 20 \leq \varphi_{pp} \leq 55^\circ; \\ 6.0 \text{ м}, & \varphi_{pp} \leq 20^\circ, \end{cases} \quad (4.152)$$

где φ_{pp} - широта точки прокалывания ионосферы.

Вклад бортового приемника в скорректированную псевдодалность в выражении (4.132) для i -го спутника ($\sigma_{i,air}^2$) разделяется на вклад навигационного приемника и вклад, обусловленный многолучевостью:

$$\sigma_{i,air}^2 = \sigma_{rec}^2 + \sigma_{mult,i}^2 \quad (4.153)$$

Дисперсия $\sigma_{i,rec}^2$ может быть принята в соответствии с классификатором оборудования воздушного судна. Погрешность полного вклада бортового спутникового оборудования в погрешность скорректированной псевдодалности системы SBAS при минимальной мощности принимаемого сигнала и без учета остаточных ионосферных и тропосферных погрешностей составляет 1.8 метра для операции точного захода на посадку и 5 метров на маршруте, в зоне аэропортов и при неточном заходе на посадку.

Модель для учета многолучевости от воздушного судна для i -го спутника, как функция угла возвышения (угла места) El_i (размерность «градус») дается выражением:

$$\sigma_{mult,i}(El_i) = 0.13 + 0.53e^{-El_i/10}. \quad (4.154)$$

Параметр σ_{tropo} (в метрах) - остаточная тропосферная неопределенность для i -го спутника вычисляется по формуле:

$$\sigma_{tropo,i} = \frac{0.12}{\sqrt{0.002 + \sin^2(El_i)}}. \quad (4.155)$$

4.7.2 Оценка уровней защиты в GBAS

В GBAS уровнями защиты по вертикали и по горизонтали (*VPL* и *LPL*) являются верхние границы доверительного интервала погрешности определения координат относительно опорной точки (фазового центра антенны) [216, 217, 258, 281]:

$$\left. \begin{aligned} VPL &= \max(VPL_{H0}, VPL_{H1}); \\ LPL &= \max(LPL_{H0}, LPL_{H1}), \end{aligned} \right\} \quad (4.156)$$

где: VPL_{H0} и LPL_{H0} - уровни защиты по вертикали и горизонтали в условиях нормальных измерений (при отсутствии отказов); VPL_{H1} и LPL_{H1} - уровни защиты по вертикали и горизонтали в условиях измерений с ошибками, под которыми понимается, что отказ имеет место только в одном опорном приемнике GBAS.

В условиях отсутствия отказов уровни защиты определяются соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} VPL_{H0} &= K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{vert,i}^2 \cdot \sigma_i^2}; \\ LPL_{H0} &= K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{lat,i}^2 \cdot \sigma_i^2}, \end{aligned} \right\} \quad (4.157)$$

где: K_{ffmd} - множители, полученные из вероятности безошибочного пропуска обнаружения, значения которых зависят от числа опорных приемников M_i , используемых для определения псевдодальности до i -го спутника (табл. 4.1); i - индекс дальномерного источника; N - количество дальномерных источников (спутников), используемых в решении навигационной задачи.

Параметры $s_{vert,i}$ и $s_{lat,i}$ рассчитываются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} s_{vert,i} &= s_{v,i} + s_{x,i} \cdot tg(GPA); \\ s_{lat,i} &= s_{y,i}, \end{aligned} \right\} \quad (4.158)$$

где: $s_{v,i}$ - частная производная ошибки по вертикали относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника; $s_{x,i}$ - частная производная ошибки по оси «х» относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника; GPA - угол глиссады для траектории конечного участка захода на посадку; $s_{y,i}$ - частная производная ошибки по оси «у» относительно погрешности псевдодальности для i -го спутника.

Таблица 4.1. Значения множителей

Множитель	Количество опорных приемников M_i		
	2	3	4
K_{ffmd}	5.762	5.810	5.847
K_{md}	2.935	2.898	2.878

Дисперсия погрешности скорректированной псевдодальности до i -го спутника (σ_i^2) входит в состав диагональной матрицы весовых коэффициентов при решении навигационной задачи методом наименьших квадратов. В этом случае проекционная матрица задается соотношением:

$$[S] = \begin{bmatrix} s_{x,1} & s_{x,2} & \dots & s_{x,N} \\ s_{y,1} & s_{y,2} & \dots & s_{y,N} \\ s_{v,1} & s_{v,2} & \dots & s_{v,N} \\ s_{t,1} & s_{t,2} & \dots & s_{t,N} \end{bmatrix} = \left[[G]^T \times [W] \times [G] \right]^{-1} \times [G]^T \times [W], \quad (4.159)$$

где: $s_{i,N}$ - частная производная по времени; $[G]^T$ - транспонированная матрица $[G]$;

$G_i = [-\cos(El_i)\cos(Az_i)-\cos(El_i)\sin(Az_i)-\sin(El_i) \ 1]$ - строка « i » матрицы $[G]$; $[\dots]^{-1}$ - обратная матрица; El_i - угол места (возвышения) i -го навигационного спутника; Az_i - азимут i -го навигационного спутника.

Матрица весовых коэффициентов:

$$[W] = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_N \end{bmatrix}^{-1}.$$

Результирующая дисперсия:

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr_gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2, \quad (4.160)$$

где $\sigma_{pr_gnd,i}$ - стандартное отклонение нормального распределения, связанное с вкладом сигнала в пространстве в погрешность псевдодалности в опорной точке для i -го навигационного спутника.

Остаточная тропосферная погрешность для i -го навигационного спутника:

$$\sigma_{i,tropo} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(El_i)}} (1 - e^{-\Delta h/h_0}), \quad (4.161)$$

где: σ_N - стандартное отклонение нормального распределения, связанное с остаточной тропосферной погрешностью (передается в сообщении типа 2); h_0 - масштабный коэффициент высоты для калибровки тропосферной поправки и остаточной погрешности (передается в сообщении GBAS типа 2); Δh - высота воздушного судна над опорной точкой GBAS.

Стандартное отклонение общего вклада воздушного судна в ошибку скорректированной псевдодалности для i -го навигационного спутника:

$$\sigma_{pr_air,i} = \sqrt{\sigma_{rec}^2(El_i) + \sigma_{multp}^2(El_i)}. \quad (4.162)$$

Общий вклад навигационного приемника в ошибку псевдодалности и погрешность за счет многолучевости от корпуса воздушного судна определяется соотношением (4.154).

Стандартное отклонение ионосферной ошибки:

$$\sigma_{iono,i} = F_{pp} \cdot \sigma_{vert_iono_grad} \cdot (x_{air} + 2 \cdot \tau \cdot v_{air}), \quad (4.163)$$

где: F_{pp} - коэффициент отклонения, вычисляемый по формуле (4.113); $\sigma_{vert_iono_grad}$ - среднеквадратическое отклонение нормального распределения, соответствующее остаточной неопределенности, обусловленной пространственной декорреляцией (передается в сообщении GBAS типа 2); x_{air} - расстояние между текущим местоположением воздушного судна и опорной точкой GBAS, м (указывается в сообщении GBAS типа 2); $\tau = 100$ сек - постоянная времени фильтра сглаживания несущей; v_{air} - горизонтальная скорость воздушного судна при заходе на посадку, м/сек.

В условиях измерений с ошибками (отказ имеет место только в одном опорном приемнике GBAS) уровни защиты по вертикали и горизонтали определяются соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} VPL_{H1} &= \max(VPL_j); \\ LPL_{H1} &= \max(LPL_j), \end{aligned} \right\} \quad (4.164)$$

Для $j = 1, \dots, 4$ уровни защиты вычисляются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} VPL_j &= |B_{vert,j}| + K_{md} \cdot \sigma_{vert,H1}; \\ LPL_j &= |B_{lat,j}| + K_{md} \cdot \sigma_{lat,H1}, \end{aligned} \right\} \quad (4.165)$$

где: K_{md} - множители, полученные из вероятности необнаружения, значения которых зависят от числа опорных приемников M_i , используемых для определения псевдодальности до i -го спутника (см. табл. 4.1);

$$B_{vert,j} = \sum_{i=1}^N (s_{vert,i} \cdot B_{i,j}); \tag{4.166}$$

$$B_{lat,j} = \sum_{i=1}^N (s_{lat,i} \cdot B_{i,j}); \tag{4.167}$$

$$\sigma_{vert,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^N [(s_{vert,i})^2 \cdot (\sigma_{H1,i})^2]}; \tag{4.168}$$

$$\sigma_{lat,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^N [(s_{lat,i})^2 \cdot (\sigma_{H1,i})^2]}; \tag{4.169}$$

$$\sigma_{H1,i}^2 = \frac{M_i \cdot \sigma_{pr_gnd,i}^2}{U_i - 1} + \sigma_{pr_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2; \tag{4.170}$$

$B_{i,j}$ - разности между передаваемыми поправками к псевдодальностям и поправками при исключении j -го опорного приемника по i -му навигационному спутнику; M_i - количество опорных приемников в GBAS для расчета поправок к псевдодальности для i -го навигационного спутника (параметр связан с показателем точности GBAS в сообщении типа 2); U_i - количество опорных приемников в GBAS для расчета поправок к псевдодальности для i -го навигационного спутника, за исключением j -го опорного приемника.

Для местоположений воздушного судна, когда отклонение по горизонтали или вертикали превышает максимальную величину на индикаторе отклонения от курса, устанавливаются пороги срабатывания сигнализации (табл. 4.2). Благодаря им можно оценить составляющие в выражениях (4.157).

Таблица 4.2. Пороги срабатывания сигнализации

Уровни защиты	Расстояние D от воздушного судна до точки LTP/FTP, м	Высота H воздушного судна над точкой LTP/FTP, футов	Пороги срабатывания	
			По горизонтали, м	По вертикали, футов
По горизонтали	$291 < D \leq 873$	-	FASLAL	-
	$873 < D \leq 7500$	-	$0,0044D + FASLAL - 3.85$	-
	$D > 7500$	-	$FASLAL + 29.15$	-
По вертикали	-	$100 < H \leq 200$	-	FASVAL
	-	$200 < H \leq 1340$	-	$0,02925H + FASVAL - 5,85$
	-	$H > 1340$	-	$FASVAL + 33,35$

Примечание: координаты точки LTP/FTP передаются в сообщении GBAS типа 4.

Если отклонение вдвое превышает максимальную величину на индикаторе отклонения от курса, максимальные значения порогов срабатывания сигнализации по вертикали и горизонтали устанавливаются равными величинам, приведенным в табл. 4.2.



СПЕЦИАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ В *GNSS*

5.1 Помехозащищенность приемников спутниковой навигации

- 5.1.1 Требования по помехоустойчивости *GNSS*
- 5.1.2 Экспериментальные наблюдения воздействия помех на навигационный приемник

5.2 Адаптивные антенные решетки

- 5.2.1 Подавление помех адаптивными антенными решетками
- 5.2.2 Моделирование адаптивных антенных решеток

5.3 Прогнозирование доступности навигационных спутников

- 5.3.1 Системы прогнозирования доступности навигационных спутников
- 5.3.2 Назначение составляющих экспериментальной АСПДНС
- 5.3.3 Алгоритм определения доступности *GNSS*

5.4 Зарубежный опыт внедрения спутниковых навигационных технологий

- 5.4.1 Подсистемы *FIS* для получения эталонных параметров движения летных лабораторий
- 5.4.2 Оценка навигационных характеристик широкозонных функциональных дополнений
- 5.4.3 Эксперименты по оценке характеристик широкозонных функциональных дополнений
- 5.4.4 Экспериментальная оценка технологии *OMNISTAR* в Украине

5.5 Центр спутниковых навигационных технологий Национального авиационного университета *GNSSLab*

5.1 Помехозащищенность приемников спутниковой навигации

5.1.1 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 [36, 60, 73, 109, 179, 188, 226, 228].

Стандарты и рекомендуемая практика ICAO по GNSS подчеркивают, что государства, применяющие системы GNSS, несут ответственность за обеспечение выполнения требуемых характеристик в зоне ответственности.

Дерево распределения рисков потери целостности, рассмотренное в разделе 1 (см. рис. 1.20), 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 [3, 6, 17, 20, 55, 88, 110, 117, 136, 142, 144, 154, 160, 163, 221, 238, 267, 307, 310].

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 исследования 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» [107]. 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 2001 года в США, когда воздушными 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; совершенствование методов кодирования являются недостаточными в связи с интенсивной загрузкой радиочастотных диапазонов, созданием новых методов формирования помех [38, 145] 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 аппа-

ратура 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 [205, 216, 226, 234, 257, 258].

Помехоустойчивость авиационных приемников, не предназначенных для работы с системами *SBAS* и *GBAS*, оценивается по влиянию вклада сигнала - помехи в погрешность оценки псевдодалности. Для приемников *GPS* погрешность слежения за псевдодалностью 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. 5.1 и 5.2, на которых 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 помех допускаются для приемников, установленных на воздушных судах, оборудованных системами спутниковой связи.

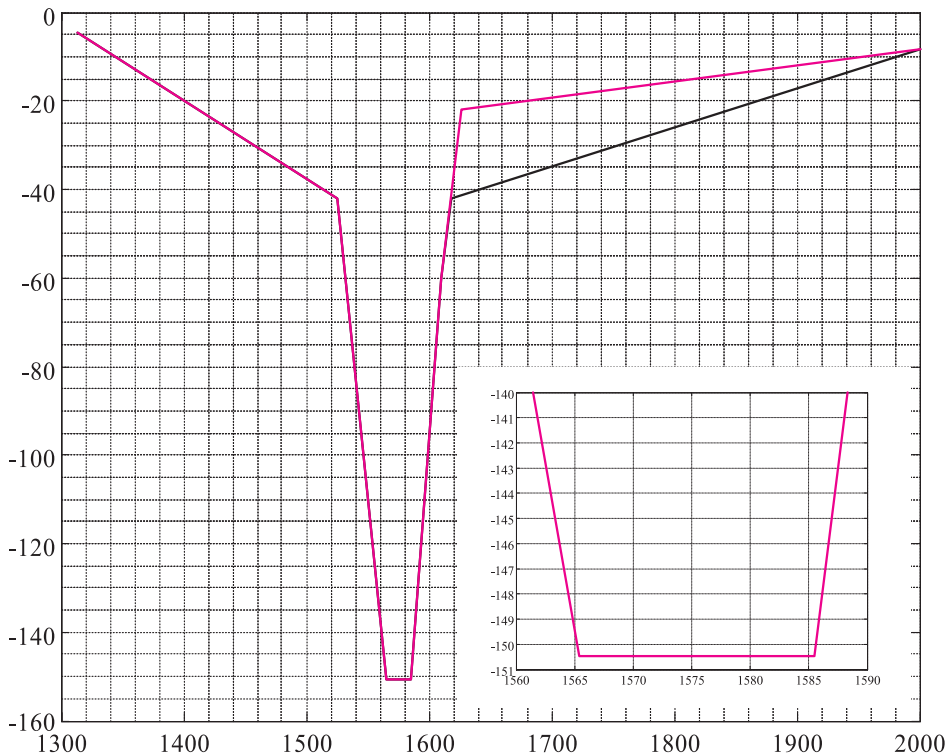


Рис. 5.1. Зависимость уровня нежелательного сигнала от частоты для *GPS - SBAS*

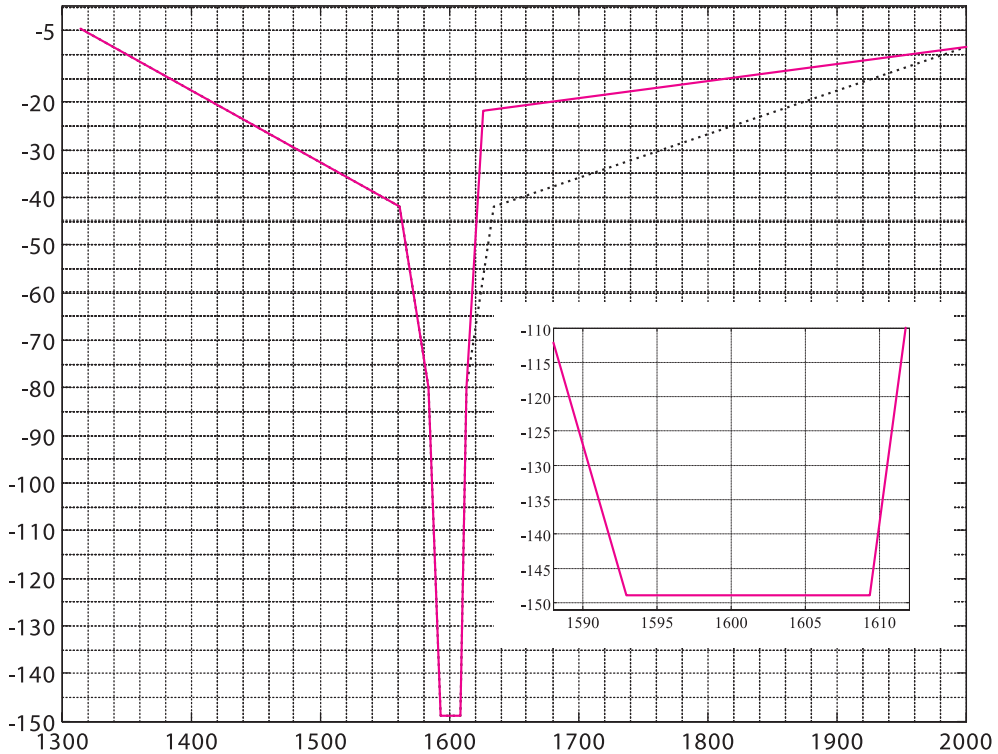


Рис. 5.2. Зависимость уровня нежелательного сигнала от частоты для ГЛОНАСС - SBAS

Для приемников, применяемых для операций неточного захода на посадку, интенсивность нежелательного сигнала на 3 дБВт меньше значений, указанных на рис. 5.1 и 5.2. При полете по маршруту и навигации в районе аэродрома требования к интенсивности нежелательного сигнала еще более мягкие - на 6 дБВт меньше указанных на рис. 5.1 и 5.2. 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. 5.3 и 5.4. 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. 5.3 и 5.4 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.

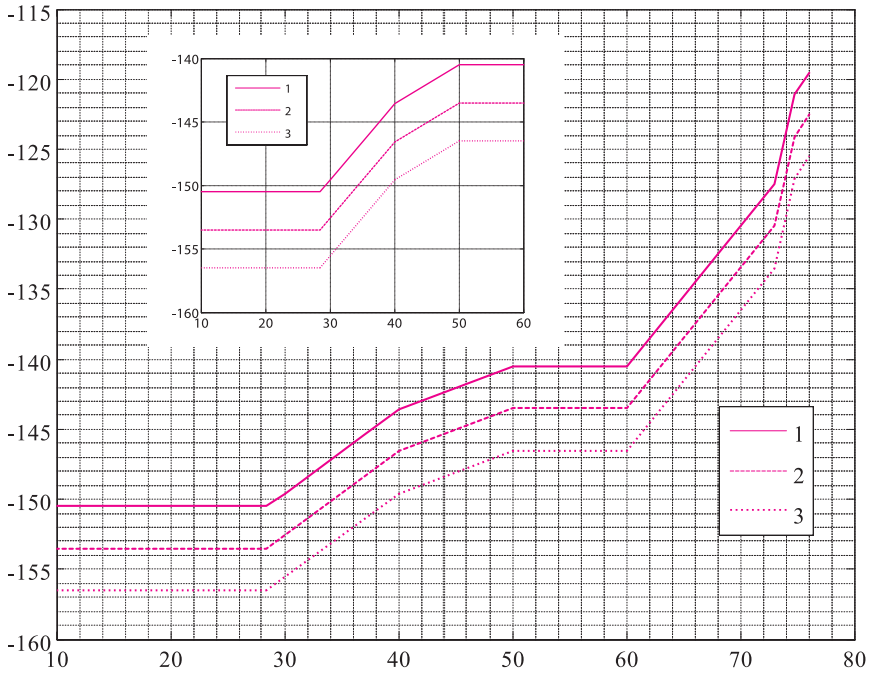


Рис. 5.3. Зависимости максимального значения шумоподобной помехи для навигационных приемников GPS и SBAS на частоте L1:
 1 - точный заход на посадку, 2 - неточный заход на посадку,
 3 - полеты по маршруту, в зоне аэродрома, обнаружение и поиск сигнала

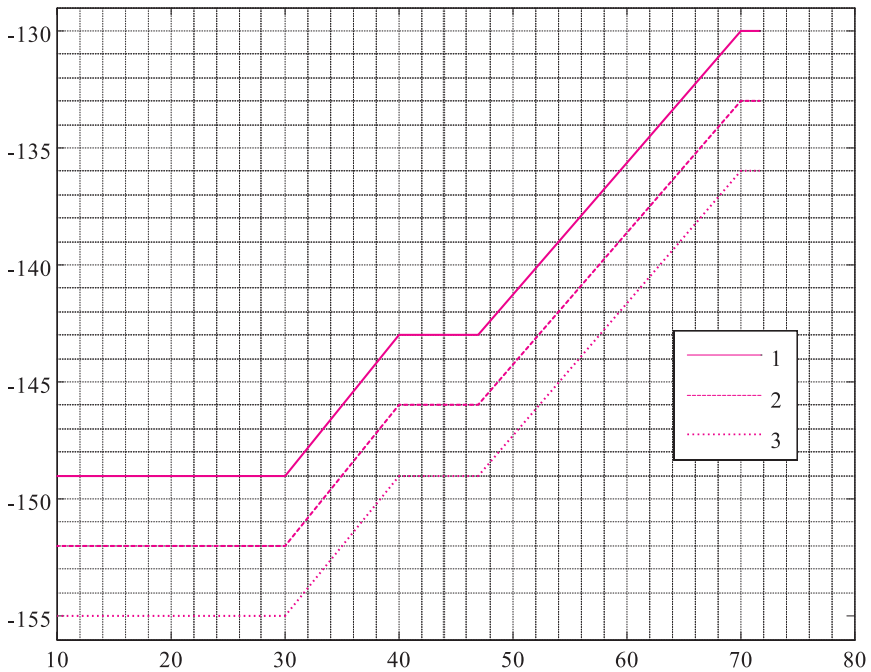


Рис. 5.4. Зависимости максимального значения шумоподобной помехи для навигационных приемников ГЛОНАСС на частоте L1:
 1 - точный заход на посадку, 2 - неточный заход на посадку,
 3 - полеты по маршруту, в зоне аэродрома, обнаружение и поиск сигнала

Характеристики импульсной помехи приводятся в табл. 5.1.

Таблица 5.1. Максимальная интенсивность импульсной помехи

Параметр импульсной помехи	Значения импульсной помехи	
	GPS - SBAS	ГЛОНАСС
Полоса частот	1575.42 ± 10 МГц	от 1592.9525 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 табл. 5.2 и 5.3.

Таблица 5.2. 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

Таблица 5.3. Отношение мощности шумоподобной помехи к мощности сигнала в системе WAAS/GPS

Тип сигнала	Ширина полосы частот шумоподобной помехи w_B , 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	$0.6 < w_B \leq 1$ кГц	21
L1 - C/A код	$1 < w_B \leq 10$	$21 + 6 \log(w_B/1000)$
L1 - C/A код	$10 < w_B \leq 100$	$27 + 3 \log(w_B w_i/10000)$
L1 - C/A код	$100 < w_B w_i$	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, 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 $\pm(25.0 \cdot n)$ кГц ($n = 3$ и более).

Максимальные уровни интенсивности радиопомех вне полосы 108...117.75 МГц приведены в табл. 5.4 [216].

Таблица 5.4. 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 табл. 5.1 - 5.4 и на рис. 5.1 - 5.4 данных можно заключить следующее:

а) 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 *DGNS* (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 обстановкой 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 [3, 16, 17, 28, 42 - 44, 106, 110, 120, 154]:

- 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.

5.1.2 Экспериментальные наблюдения воздействия помех на навигационный приемник

Приведем результаты экспериментальных наблюдений воздействия простого синусоидального сигнала-помехи на спутниковый навигационный приемник. На рис. 5.5 изображено интерфейсное окно навигационного приемника *ProPak G2*, работающего в режиме приема сигналов спутников *GPS* на частоте *L1*.

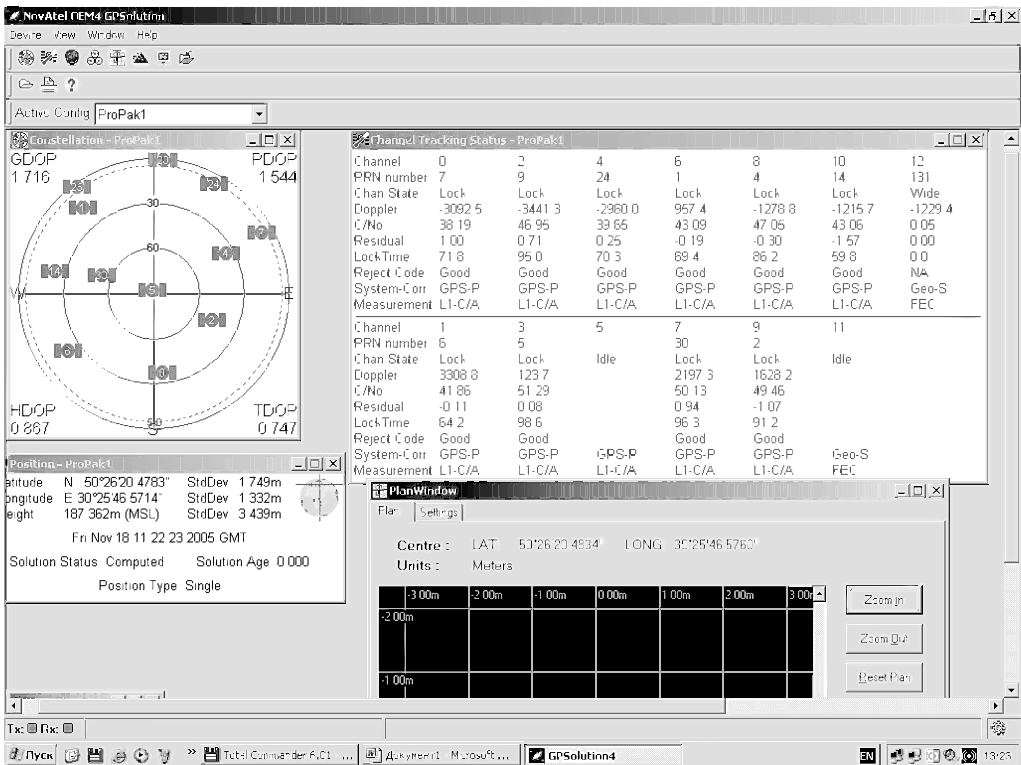


Рис. 5.5. Интерфейс приемника *ProPak G2*

Изображения видимых спутников показаны в азимутальной плоскости, состояние каналов регистрируется в 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, находящимся низко над горизонтом, перестают функционировать (рис. 5.6). По мере увеличения интенсивности сигнала-помехи, при достижении определенного порога соотношения C/N_0 , происходит отключение каналов приемника (рис. 5.7), приемник прекращает определять координаты и переходит в режим поиска сигналов спутника. После отключения сигнала-помехи работоспособность приемника восстанавливается.

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. 5.8).

Аналогичным образом реагируют на воздействие помех большинство навигационных приемников.

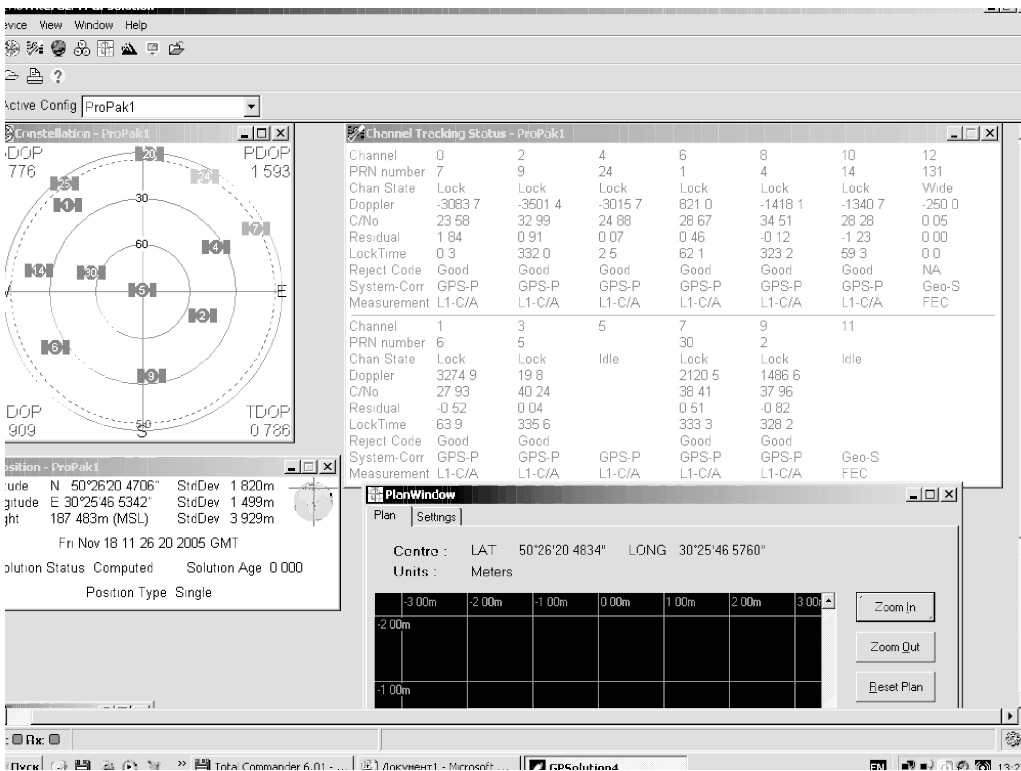


Рис. 5.6. Интерфейс приемника *ProPak G2* при слабом сигнале-помехе

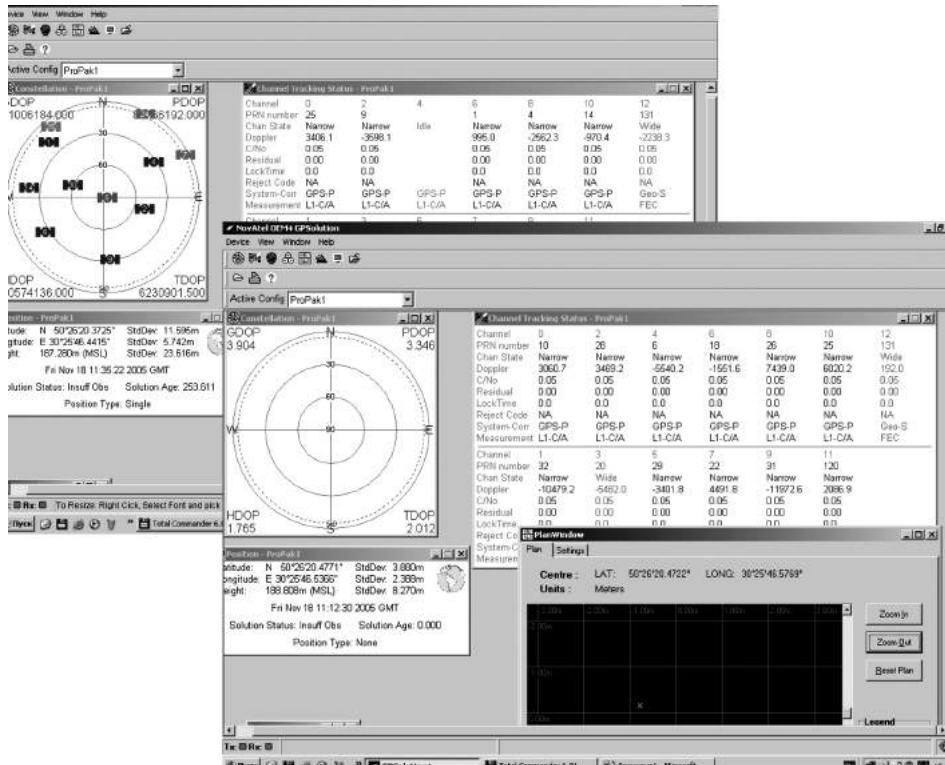


Рис. 5.7. Интерфейс приемника ProPak G2 при интенсивном сигнале-помехе

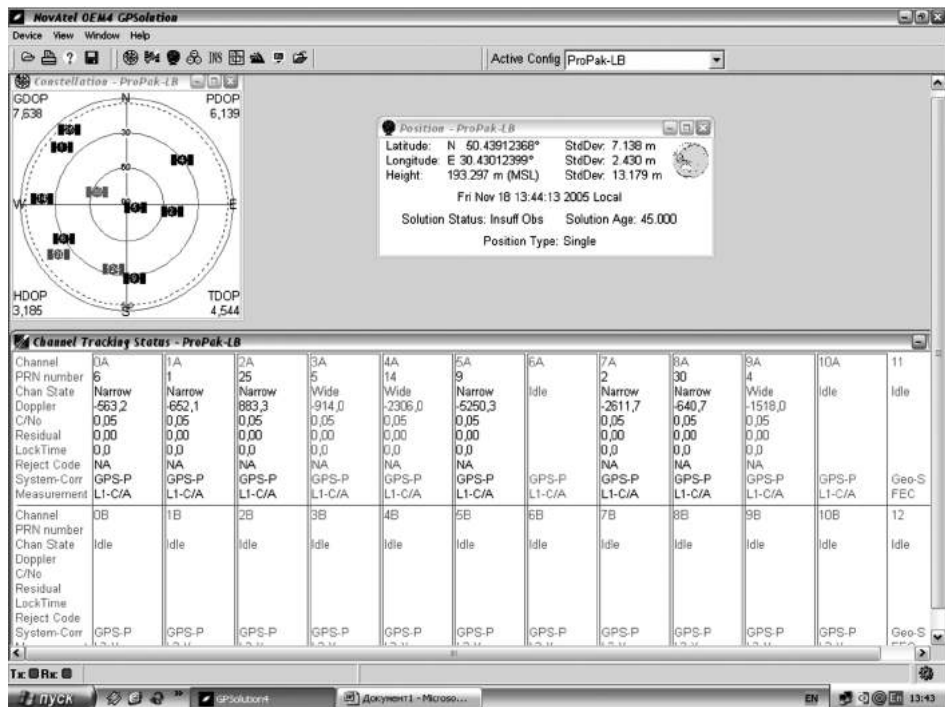


Рис. 5.8. Интерфейс приемника ProPak LB plus при интенсивном сигнале-помехе на частоте L1

5.2 Адаптивные антенные решетки

5.2.1 Подавление помех адаптивными антенными решетками

Наиболее действенным способом подавления помех в настоящее время признано применение адаптивных антенно-приемных систем (ААПС) на базе антенных решеток [4, 5, 28, 42, 43, 49, 61 - 65, 94, 114, 145, 166, 173, 186, 204, 207, 224, 240]. 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 ААПС. Оно определяется сочетанием критериев эффективности и адаптивных алгоритмов управления.

Учитывая, что ААПС 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 ААПС важно добиться быстродействия, удовлетворяющего динамику изменения сигнально-помеховой обстановки при маневре летательного аппарата. Отсюда вытекает необходимость выбирать адаптивную антенную решетку (ААР) с малым количеством элементов, что влияет на выбор адаптивного алгоритма управления.

Для ААПС аэродромных контрольно-корректирующих станций ААР может иметь значительно большее число элементов. Это позволяет ставить перед ААПС дополнительные задачи, такие, например, как подавление помех от большего числа постановщиков и определения их местоположения при организации ККС в многопозиционные системы.

Требования к быстродействию таких ААПС 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, проходящий 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. 5.9): излучателей - $1, \dots, l$,

фазовращателей - $\varphi_1, \dots, \varphi_n$, аттенюаторов - A_1, \dots, A_n , сумматора и модуля управления амплитудой и фазой.

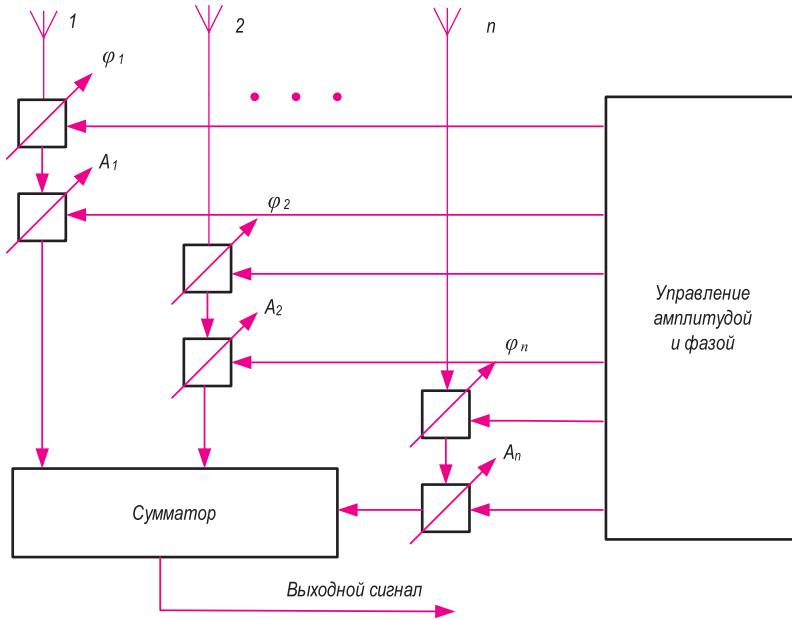


Рис. 5.9. Функциональная схема адаптивной антенной решетки

При падении на апертуру ААР плоских электромагнитных волн 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 малоэлементных 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 [153]. Функция направленности антенной решетки, состоящей из n элементов, по полю имеет вид:

$$D(\theta, \varphi) = I(\theta, \varphi) \cdot \sum_{i=1}^n A_i \cdot \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot (x_i \cos \varphi + y_i \sin \varphi)), \quad (5.1)$$

где: $I(\theta, \varphi)$ - функция направленности излучателя,

θ - угол (рис. 5.10), отсчитывается от оси Z ,

φ - угол (рис. 5.10), отсчитывается от оси X ,

x_i, y_i - координаты фазового центра i -го излучателя в прямоугольной системе координат.

Сумма в выражении (5.1) называется множителем антенной решетки.

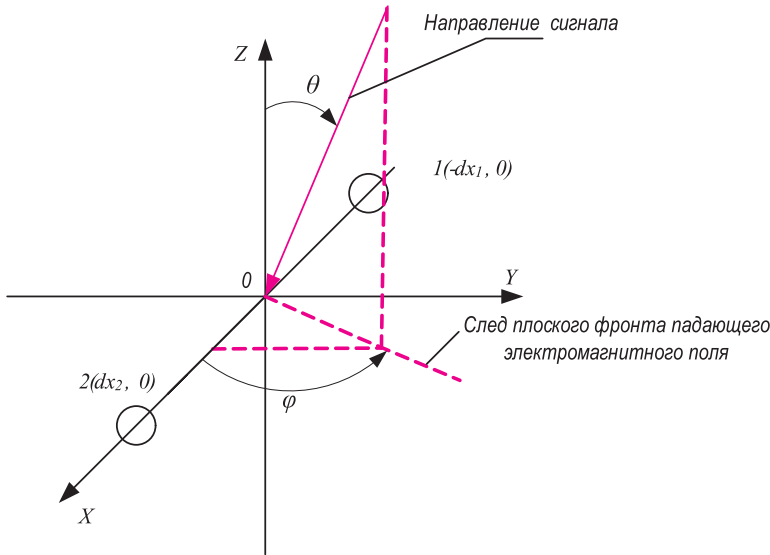


Рис. 5.10. Излучатели двухэлементной ААР в декартовой системе координат

Выделим микроволновую цепь ААР, содержащую сумматор, управляемые фазовращатели и аттенюаторы (рис. 5.11).

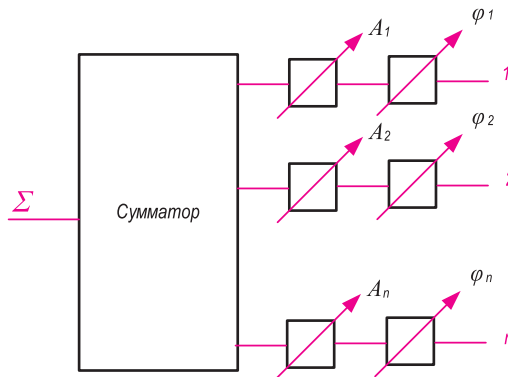


Рис. 5.11. Микроволновая цепь ААР

Обозначим коэффициенты передачи цепи рис. 5.11 (элементы параметров рассеяния [29]) с входов $1, \dots, n$ на выход Σ 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 [29]

$$[b_{\Sigma}] = [S_{\Sigma}] \cdot [Sv(\theta, \varphi)],$$

получаем на выходе Σ соотношения для каждой составляющей спектра падающих волн:

$$\begin{aligned} b_{\Sigma 1}(\theta_1, \varphi_1) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_1, \varphi_1) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_1, \varphi_1) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_1, \varphi_1), \\ b_{\Sigma 2}(\theta_2, \varphi_2) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_2, \varphi_2) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_2, \varphi_2) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_2, \varphi_2), \\ &\dots \\ b_{\Sigma n}(\theta_n, \varphi_n) &= S_{\Sigma 1} Sv_1(\theta_n, \varphi_n) + S_{\Sigma 2} Sv_2(\theta_n, \varphi_n) + \dots + S_{\Sigma n} Sv_n(\theta_n, \varphi_n). \end{aligned} \tag{5.2}$$

Сумма составляющих (5.2)

$$b_{\Sigma}(\theta_{\Sigma}, \varphi_{\Sigma}) = \sum_{i=1}^n b_{\Sigma i} \quad (5.3)$$

является результирующим сигналом на выходе Σ 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 (5.3) только те сигналы, на которые настроен канал, поскольку каждый канал приемника настраивается на «свой» спутник. Если в смеси сигналов (5.3) 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 (5.2) в виде:

$$\begin{bmatrix} S_1(\theta_1, \varphi_1) & S_2(\theta_1, \varphi_1) & \dots & S_n(\theta_1, \varphi_1) \\ S_1(\theta_2, \varphi_2) & S_2(\theta_2, \varphi_2) & \dots & S_n(\theta_2, \varphi_2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ S_1(\theta_m, \varphi_m) & S_2(\theta_m, \varphi_m) & \dots & S_n(\theta_m, \varphi_m) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_{\Sigma 1} \\ S_{\Sigma 2} \\ \dots \\ S_{\Sigma n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \dots \\ b_n \end{bmatrix}, \quad (5.4)$$

или сокращенно:

$$[S] \cdot [S_x] = [b], \quad (5.5)$$

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. 5.11;

$[b]$ - вектор суммарного сигнала с направлений 1, ..., n ;

$[S_{\Sigma}] = [S_x]$ - вектор весовых коэффициентов.

Если количество направлений прихода сигналов равно количеству излучателей $n = m$, то решение системы уравнений (5.5) запишется:

$$[S_x] = [S]^{-1} \cdot [b]. \quad (5.6)$$

Если $m > n$ - число уравнений больше числа неизвестных, то решение будет иметь вид:

$$[S_x] = ([S]^T \cdot [S])^{-1} \cdot [S]^T \cdot [b]. \quad (5.7)$$

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. 5.11.

5.2.2 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 пятиэлементных ААР. Для получения количественных значения и формирования уравнений адаптации будем использовать конкретную конфигурацию видимых спутников GPS, изображенную на рис. 5.12. Углы азимута θ и места φ спутников, соответствующие конфигурации рис. 5.12, приведены в табл. 5.5.

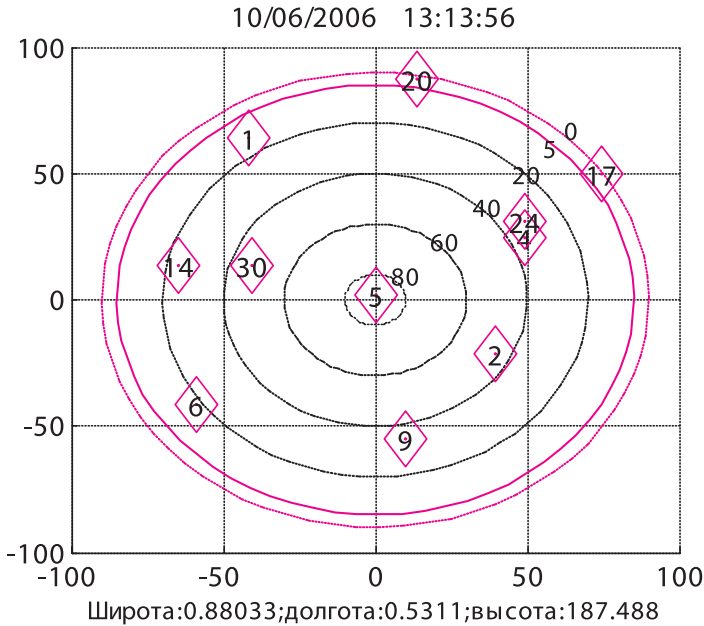


Рис. 5.12. Видимость навигационных спутников GPS

Таблица 5.5. 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

Двухэлементная ААР. Из выражений (5.5) - (5.7) с учетом геометрии ААР (см. рис. 5.10) получим уравнения адаптации для двухэлементной ААР:

$$\begin{bmatrix} \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_p \cdot (\frac{-d}{2} \cos \varphi_p)) & \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_p \cdot (\frac{d}{2} \cos \varphi_p)) \\ \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_s \cdot (\frac{-d}{2} \cos \varphi_s)) & \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta_s \cdot (\frac{d}{2} \cos \varphi_s)) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2 \end{bmatrix}, \quad (5.8)$$

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 (5.8).

Выбор величин в правой части уравнения (5.8) 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 (5.8), если ее представить набором столбцов, а из результатов решений выбрать удовлетворительное.

После определения неизвестных S_1, S_2 , применяя формулу (5.1), может быть получена функция направленности ААР адаптированной к сигналу помехи. Для рассматриваемого частного случая она будет иметь вид:

$$D(\theta, \varphi) = (1 + \cos \theta) \cdot [S_1 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot \cos \varphi) + S_2 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot \cos \varphi)], \quad (5.9)$$

где множитель $(1 + \cos \theta)$ - рассматривается как диаграмма направленности одиночного излучающего элемента.

Для ААР на рис. 5.13 и рис. 5.14 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. 5.13); $\theta=45^\circ, \varphi=30^\circ$ (рис. 5.14);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников, задаются в табл. 5.5.

Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в табл. 5.6. На рис. 5.13 и рис. 5.14 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс - угол в градусах.

На рис. 5.15. 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.

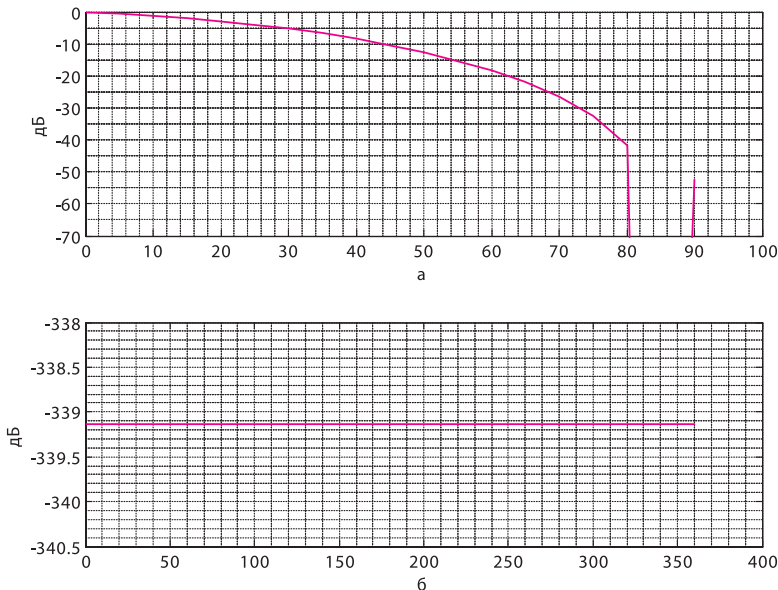


Рис. 5.13. Функции направленности двухэлементной ААР ($\theta=85^\circ, \varphi=45^\circ$):
 а - угломестная плоскость; б - азимутальная плоскость

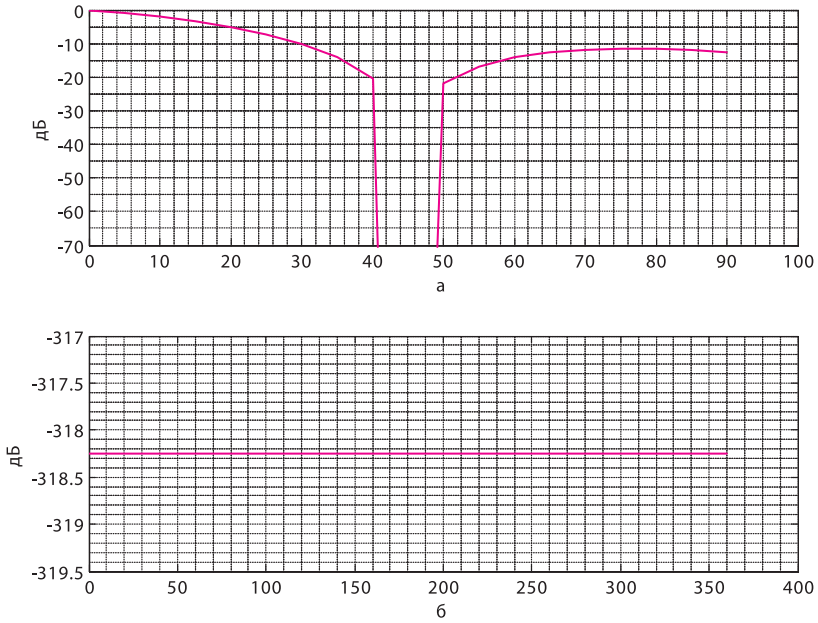


Рис. 5.14. Функции направленности двухэлементной ААР ($\theta=45^\circ$, $\varphi=30^\circ$):
 а - угломерная плоскость; б - азимутальная плоскость

На рис. 5.15 - 5.18 изображены результаты моделирования объемных диаграмм направленности двухэлементной ААР после применения процедур адаптации для некоторых направлений прихода сигнала - помехи.

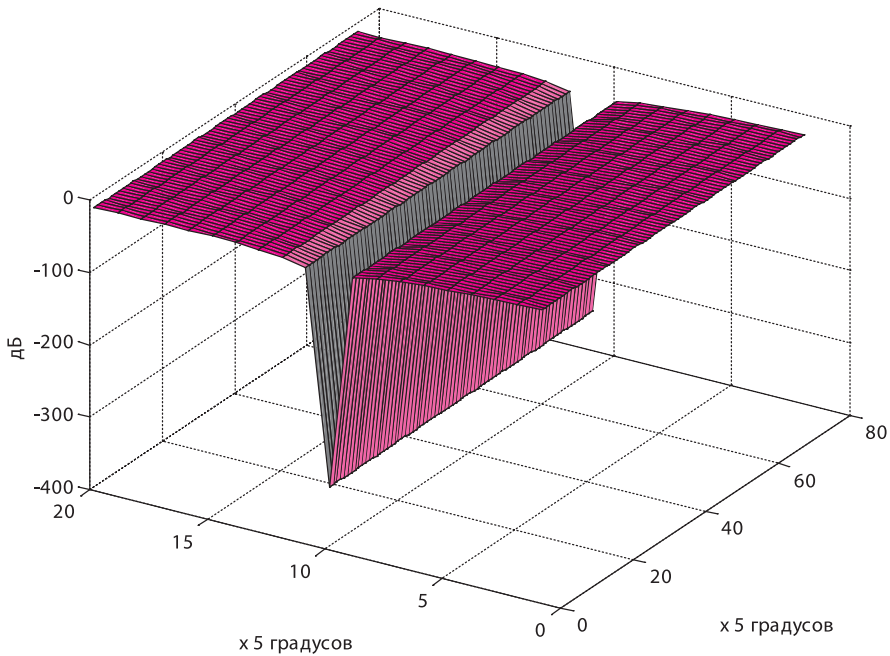


Рис. 5.15. Функции направленности двухэлементной ААР
 в прямоугольных координатах для $\theta=45^\circ$, $\varphi=30^\circ$

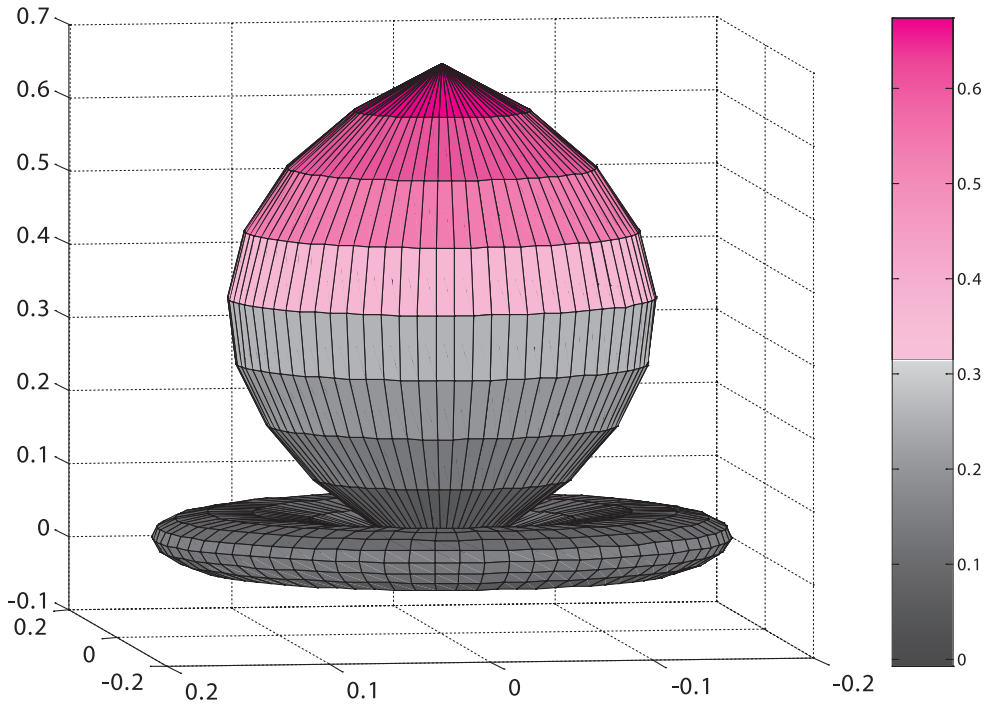


Рис. 5.16. Функции направленности двухэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=45^\circ$, $\varphi=30^\circ$

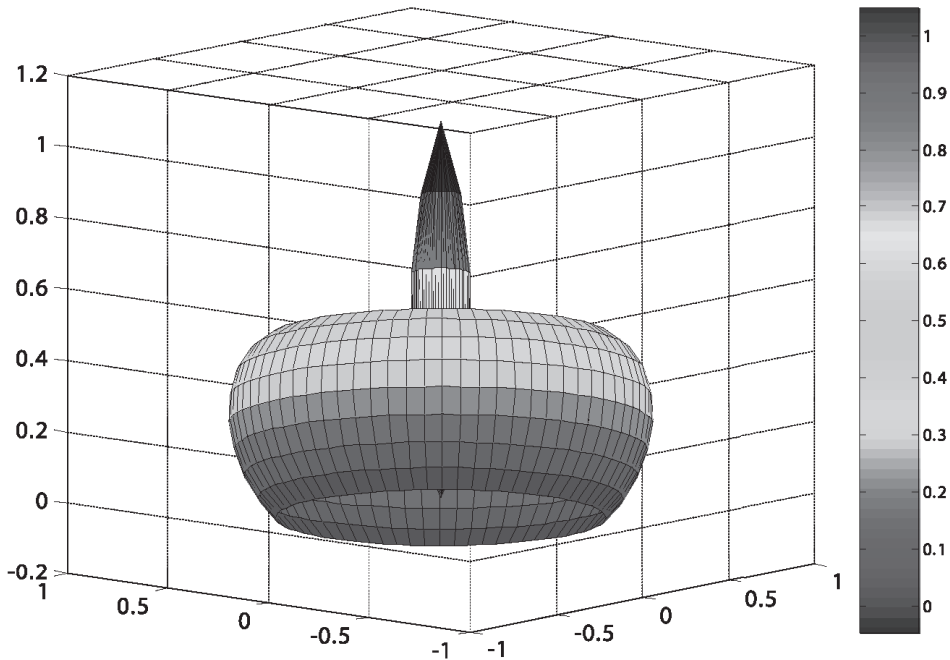


Рис. 5.17. Функции направленности двухэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=25^\circ$, $\varphi=30^\circ$
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 497)

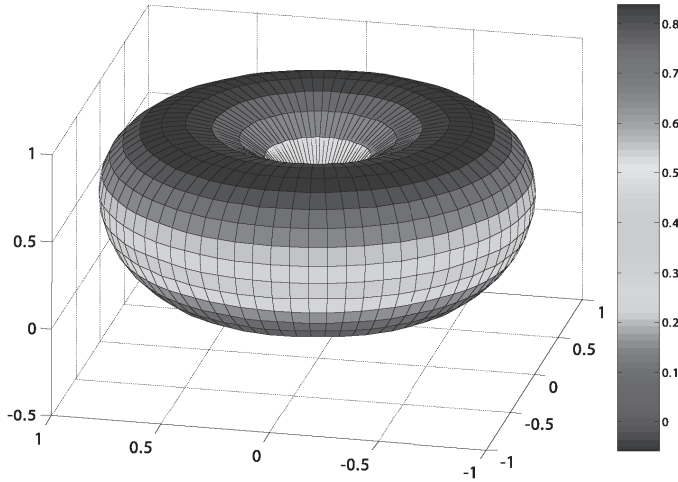


Рис. 5.18. Функции направленности двухэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=0^\circ$, $\varphi=30^\circ$

(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 497)

Четырехэлементная ААР (рис. 5.19).

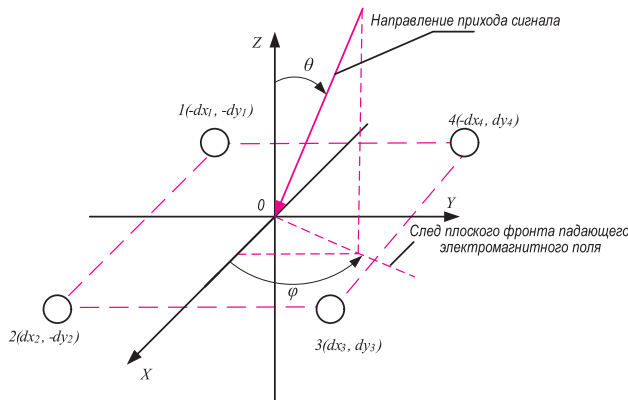


Рис. 5.19. Излучатели четырехэлементной ААР в декартовой системе координат

Уравнение адаптации четырехэлементной ААР по структуре аналогично (5.8):

$$\begin{bmatrix} S_{1P} & S_{2P} & S_{3P} & S_{4P} \\ S_{1Sv1} & S_{2Sv1} & S_{3Sv1} & S_{4Sv1} \\ S_{1Sv2} & S_{2Sv2} & S_{3Sv2} & S_{4Sv2} \\ S_{1Sv3} & S_{2Sv3} & S_{3Sv3} & S_{4Sv3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}, \tag{5.10}$$

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, приходящие с на-

правления 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 (5.10) имеют такой же смысл, что и в (5.8).

После определения неизвестных S_1, \dots, S_4 , применяя формулу (5.1), получим функцию направленности ААР адаптированной к сигналу-помехе. Для четырехэлементной ААР она примет вид:

$$D(\theta, \varphi) = (1 + \cos \theta) \cdot [S_1 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + S_2 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi)) + S_3 \cdot \exp(j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi + \sin \varphi)) + S_4 \cdot \exp(-j \frac{\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot d \cdot (\cos \varphi - \sin \varphi))]. \tag{5.11}$$

Для четырехэлементной ААР на рис. 5.20 и 5.21 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. 5.20); $\theta=45^\circ, \varphi=170^\circ$ (рис. 5.21);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников, задаются табл. 5.5.

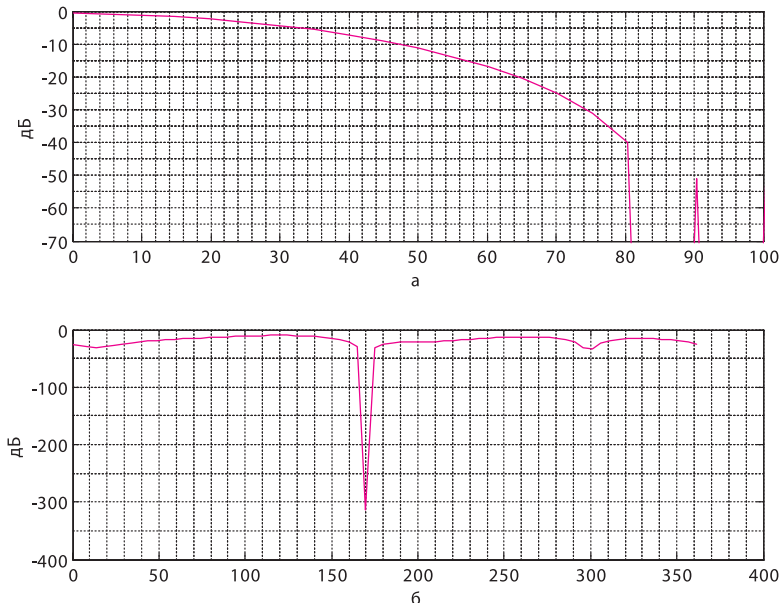


Рис. 5.20. Функции направленности четырехэлементной ААР ($\theta=85^\circ, \varphi=170^\circ$): а - угломестная плоскость; б - азимутальная плоскость

Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в табл. 5.6. На рис. 5.20 и 5.21 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс - угол в градусах.

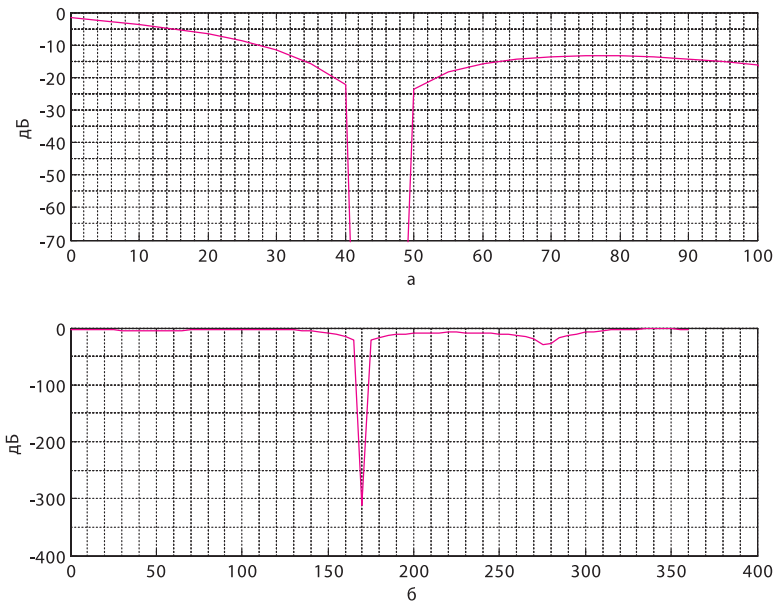


Рис. 5.21. Функции направленности четырехэлементной ААР ($\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$):
а - угломестная плоскость; б - азимутальная плоскость

На рис. 5.22 - 5.24 изображены результаты моделирования объемных диаграмм направленности четырехэлементной ААР после применения процедур адаптации для некоторых направлений прихода сигнала-помехи: $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$ (рис. 5.22, 5.23); $\theta=10^\circ$, $\varphi=350^\circ$ (рис. 5.24).

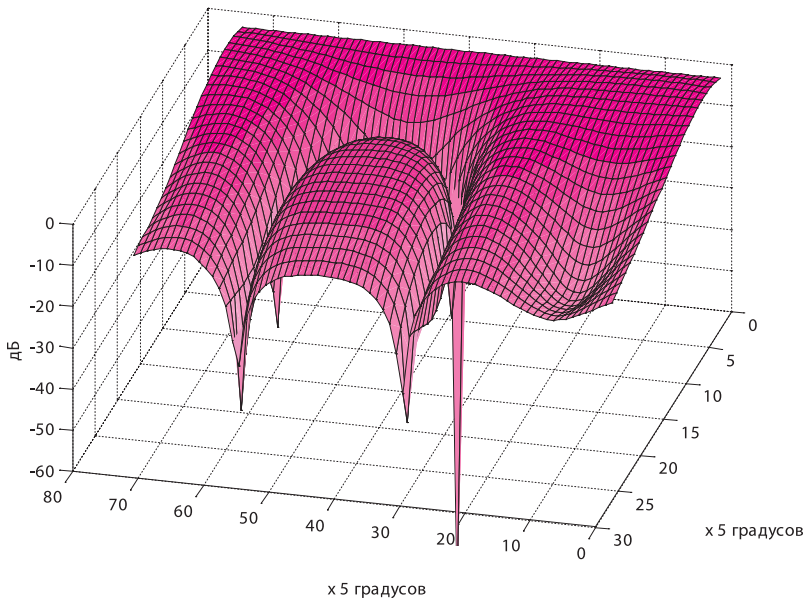


Рис. 5.22. Функции направленности четырехэлементной ААР в прямоугольных координатах

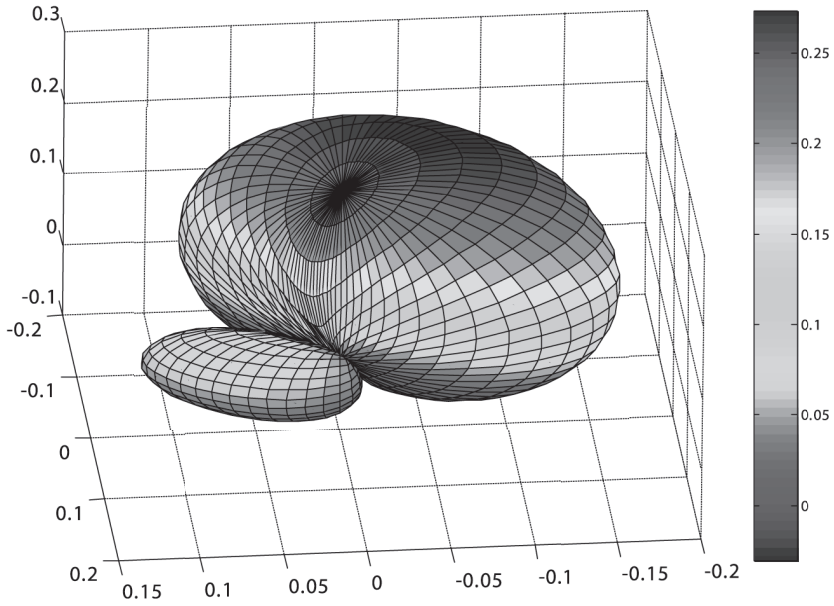


Рис. 5.23. Функции направленности четырехэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$ (рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 498)

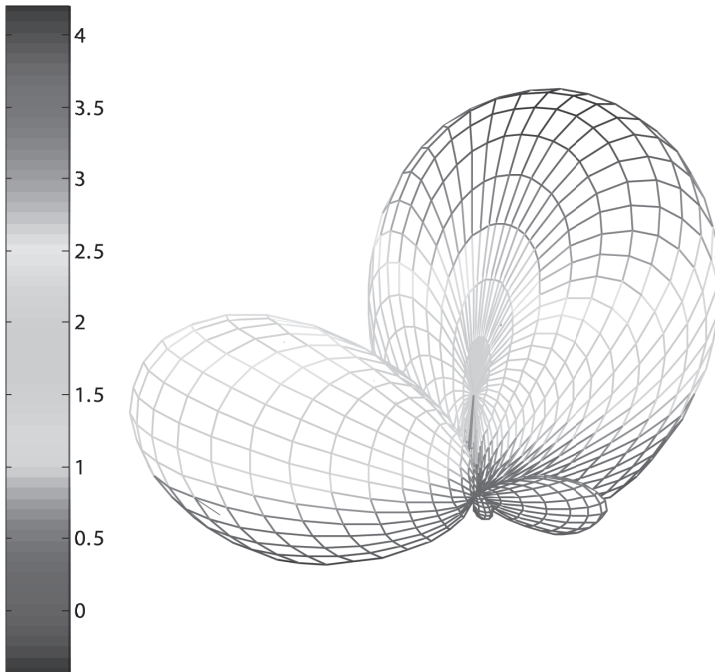


Рис. 5.24. Функции направленности четырехэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=10^\circ$, $\varphi=350^\circ$ (рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 498)

Пятиэлементная ААР (рис. 5.25). Уравнения адаптации пятиэлементной ААР формируются так же, как и четырехэлементной. Следует лишь учесть, что элемент 0, находящийся в центре координат на рис. 5.25, не будет иметь экспоненциальных множителей.

Функция направленности пятиэлементной 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 пятиэлементной ААР на рис. 5.26 и 5.27 изображены функции направленности в угло-местной и азимутальной плоскостях при подавлении сигнала-помехи для входных данных:

сигнал-помеха приходит с направлений - $\theta=85^\circ$, $\varphi=170^\circ$ (рис. 5.26); $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$ (рис. 5.27);

желаемые направления, с которых должны приниматься сигналы спутников, задаются табл. 5.5.

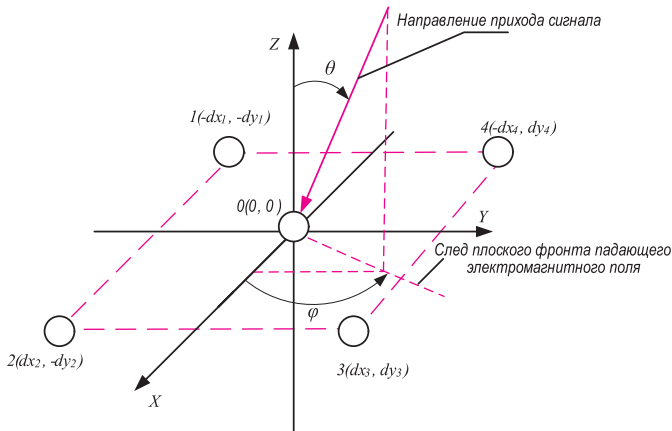


Рис. 5.25. Излучатели пятиэлементной ААР в декартовой системе координат

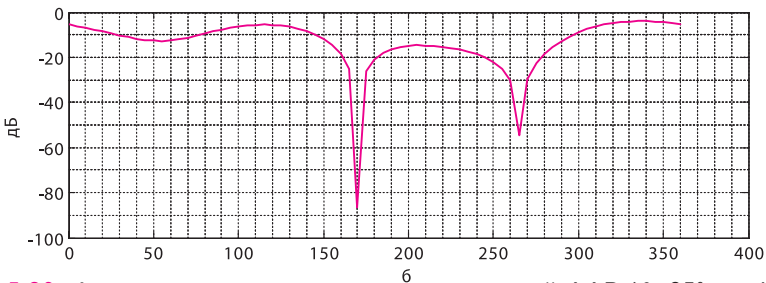
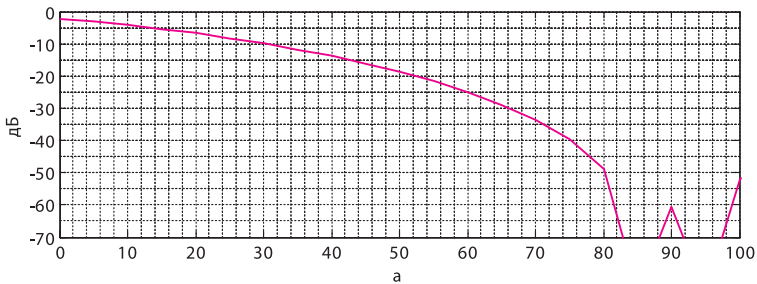


Рис. 5.26. Функции направленности пятиэлементной ААР ($\theta=85^\circ$, $\varphi=170^\circ$): а - угломестная плоскость; б - азимутальная плоскость

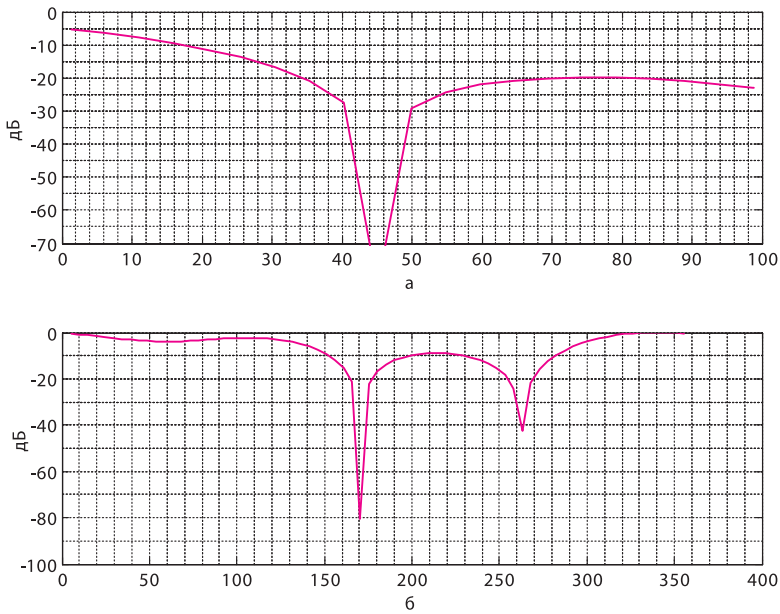


Рис. 5.27. Функции направленности пятиэлементной ААР ($\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$):
 а - угломестная плоскость; б - азимутальная плоскость

На рис. 5.26 и 5.27 по оси ординат отложена амплитуда в дБ, по оси абсцисс - угол в градусах.

На рис. 5.28 и 5.29 изображены объемные диаграммы направленности пятиэлементной ААР.

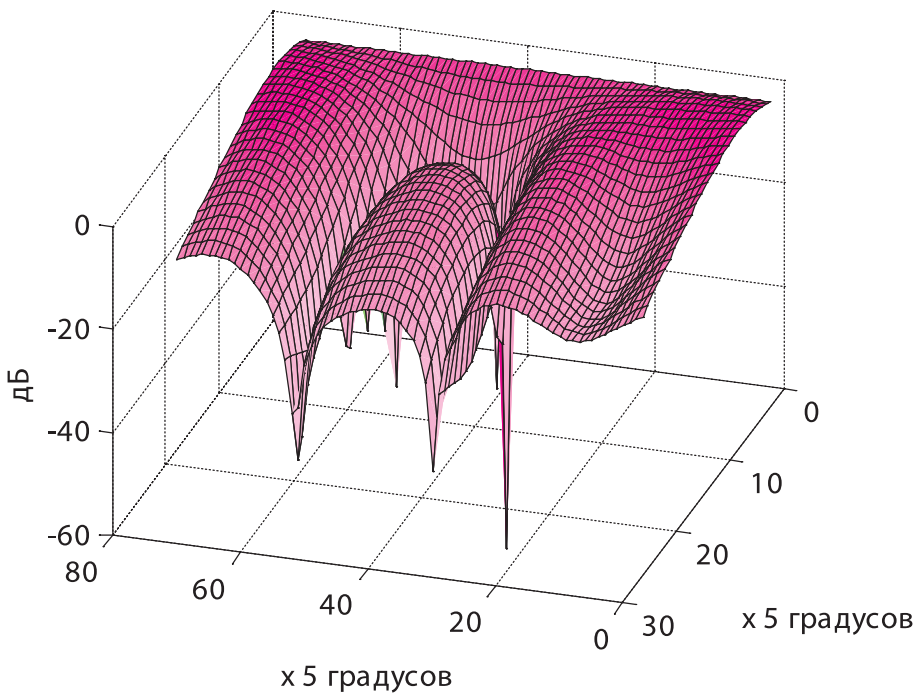


Рис. 5.28. Функции направленности пятиэлементной ААР
 в прямоугольных координатах при $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$

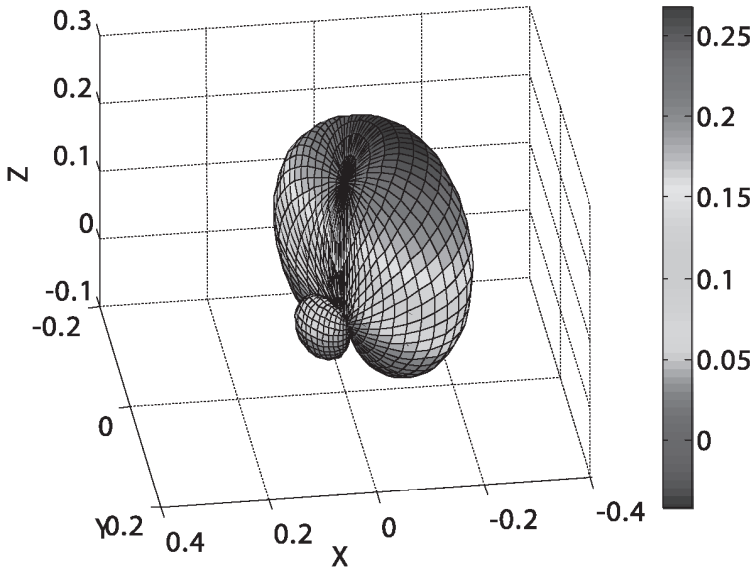


Рис. 5.29. Функции направленности пятиэлементной ААР в сферических координатах при $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$

Уровни сигналов спутников после введения процедур адаптации приведены в табл. 5.6.

Таблица 5.6. Уровни сигналов спутников после применения процедур адаптации к помехе

Номер спутника	1	2	4	5	6	9	14	17	20	24	30
Двухэлементная ААР											
Амплитуда сигнала, дБ (рис. 5.13)	-1.12	-10.4	-6.75	-1.9	-1.9	-6.74	-2.85	0	0	-5.3	-10.4
Амплитуда сигнала, дБ (рис. 5.14)	-1.9	-	-14	-3.26	-3.26	-14	-5	0	0	-10	-
Четырехэлементная ААР											
Амплитуда сигнала, дБ (рис. 5.20)	-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. 5.21)	-1.56	-2.39	-2.06	-0.3	-8	-15.66	-6.14	-1.72	-1.72	-1.19	-17.82
Пятиэлементная ААР											
Амплитуда сигнала, дБ (рис. 5.26)	-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. 5.27)	-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 многоэлементных 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 многоэлементную 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.

Существенное влияние на степень подавления будет оказывать элементная база, на основе которой выполняются управляющие элементы, электродинамические характеристики излучателей и микроволновой цепи между излучателями и входом приемника.

5.3 Прогнозирование доступности навигационных спутников

5.3.1 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 требования по точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности навигационных систем, предъявляемым стандартами и рекомендованной практикой ICAO [35, 105, 216, 257, 258].

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 [167, 183, 211, 212, 213, 246, 251, 263, 266, 293].

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 сохраняются, 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 [107].

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 [74].

Данная задача может решаться автоматизированной системой прогнозирования доступности навигационных спутников (АСПДНС). Состав оборудования АСПДНС изображен на рис. 5.30, а основные модули и связи между ними – на рис. 5.31. 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.

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 коаксиального 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.

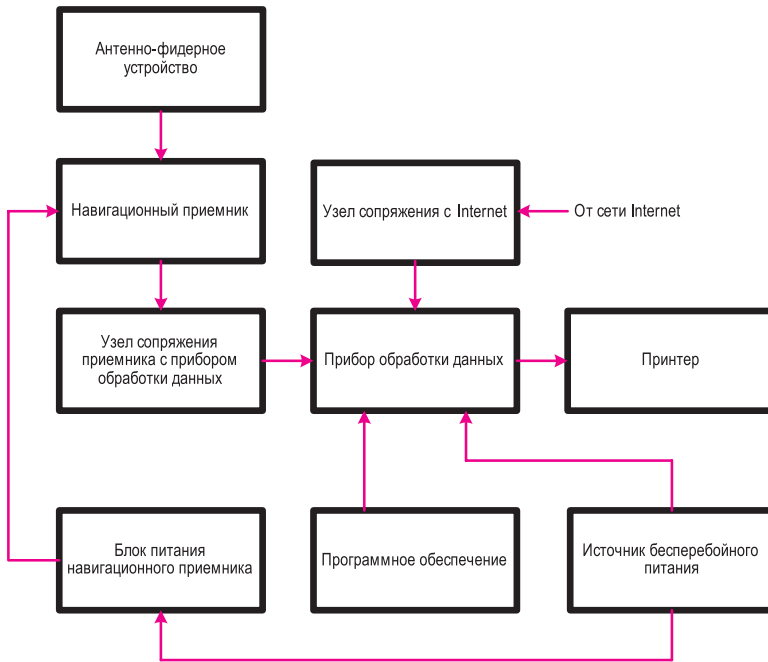


Рис. 5.30. Состав оборудования АСПДНС



Рис. 5.31. Основные модули и связи в АСПДНС

На рис. 5.32 приведена экспериментальная АСПДНС, разработанная в Национальном авиационном университете.



Рис. 5.32. Экспериментальная АСПДНС
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 499)

5.3.2 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 информации 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; для расчета траектории движения ВС и гео-

метрических факторов (*GDOP*, *PDOP*, *HDOP*); для прогнозирования точности определения координат ВС, доступности НС, углов видимости НС, времени «восхода и захода» НС; для определения сценариев внезапных отказов НС; для 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 *Jeppsen*);
- 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 *Jeppsen*. 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 координат на момент времени, соответствующий пространственно-временным координатам ВС.

Расчет координат спутников проводится в соответствии с интерфейсными контрольными документами *GPS* и ГЛОНАСС [24, 234]. Пространственно-временные координаты ВС задаются в географической системе координат (*B*, *L*, *h*, *t* - широта, долгота, высота, время альманаха навигационных спутников), в орбитальной и геоцентрической системе координат (*e*, *t_{oa}*, *i_o*, $\dot{\Omega}$, \sqrt{A} , Ω_0 , ω , *M_o* - эксцентриситет орбиты, время, на которое создан альманах, наклонение орбиты, скорость изменения узла прямого восхождения, корень квадратный из большой полуоси орбиты, долгота восходящего узла орбиты, аргумент перигея орбиты, средняя аномалия) [234].

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.

5.3.3 Алгоритм определения доступности GNSS

Обобщенный алгоритм определения доступности GNSS приведен на рисунке 5.33.

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 обратно, 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;
- 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, называется расчет маршрута - *P_M_prg*.

Следующим источником исходных данных является альманах навигационных спутников: *Alm_GPS_prg* (альманах спутников *GPS*) и *Alm_GL_prg* (альманах спутников ГЛОНАСС), полученные с навигационного приемника; альманахи *Alm_yum_prg* (альманах *YUMA*) и *Alm_sem_prg* (альманах *SEM*), полученные по сети Интернет. Из всех альманахов формируется база данных альманахов навигационных спутников (БДА). Формирование базы данных альманахов выполняется с помощью программного модуля *Conv_alm_prg*, преобразующего альманахи к стандартным протоколам.

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*.

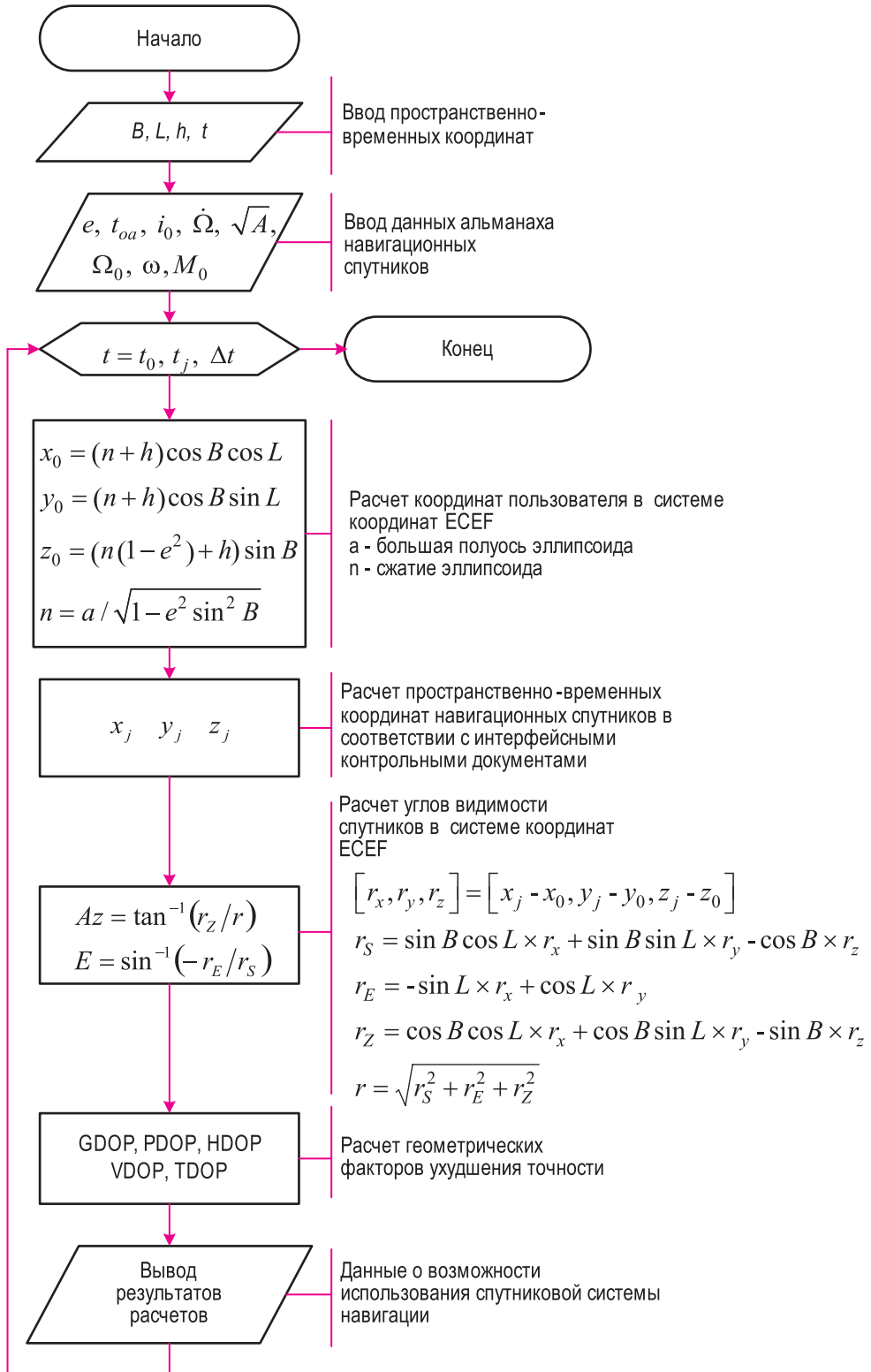


Рис. 5.33. Обобщенный алгоритм определения доступности GNSS

Программные модули *P_M_prg*, *Coor_SV_prg*, *SV_prg* являются основными составляющими процесса определения доступности НС.

Обработка 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. 5.34.

В АСПДНС базы данных формируются по мере поступления задания на определение доступности конкретного маршрута.

Программные модули *P_M_prg* по данным БД рассчитывают характеристики маршрута с использованием функций программного блока *Fun_prg* и результат заносят в блок данных маршрута. В данном блоке маршрут форматируется 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.

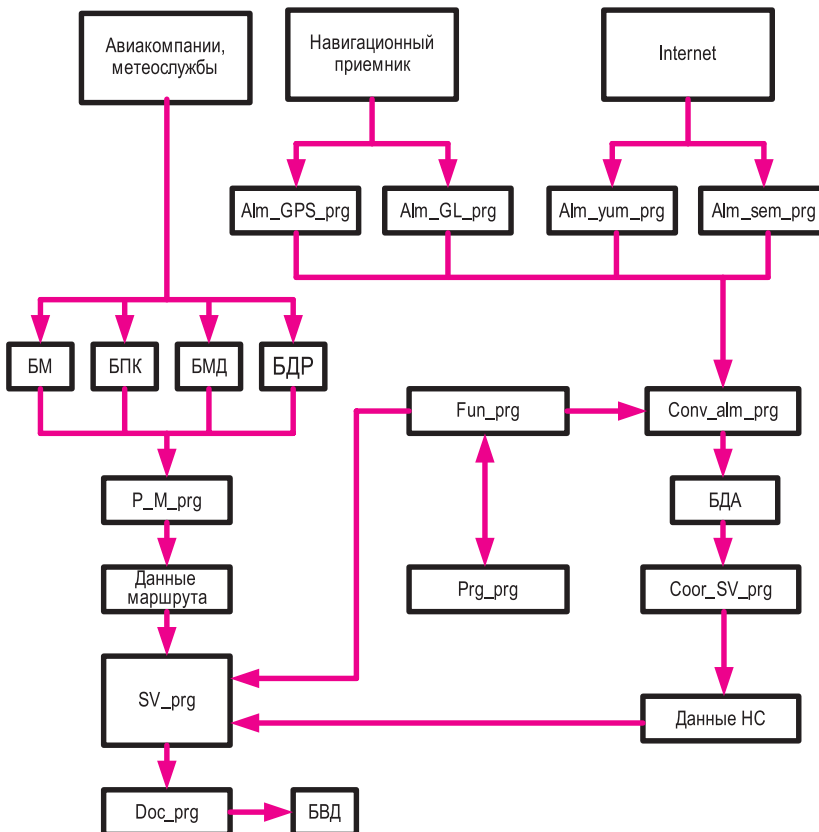


Рис. 5.34. Обобщенная блок-схема алгоритма АСПДНС

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 СРНС с учетом рекомендаций интерфейсных контрольных документов *GNSS* [24, 234].

Обобщенный алгоритм доступности СРНС 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 СРНС, 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 для *GPS* и ГЛОНАСС.

АСПДНС предназначена для обеспечения информацией о доступности НС *GPS* и ГЛОНАСС при предварительно известной траектории движения ВС с использованием данных альманаха, принятым многоканальным приемником СРНС *GNSS*. АСПДНС 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. В АСПДНС учитывается выбранный метод определения доступности НС. При этом 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 содержит функции отображения углов видимости спутника (азимут, угол места) и фильтр для моделирования сценариев внезапных отказов.

Общий вид интерфейса АСПДНС и его составляющие изображены на рис. 5.35 - 5.38. На закладке «DOP» показаны факторы ухудшения точности. Для удобства определенные DOP можно «включать» и «отключать» (см. рис. 5.35).

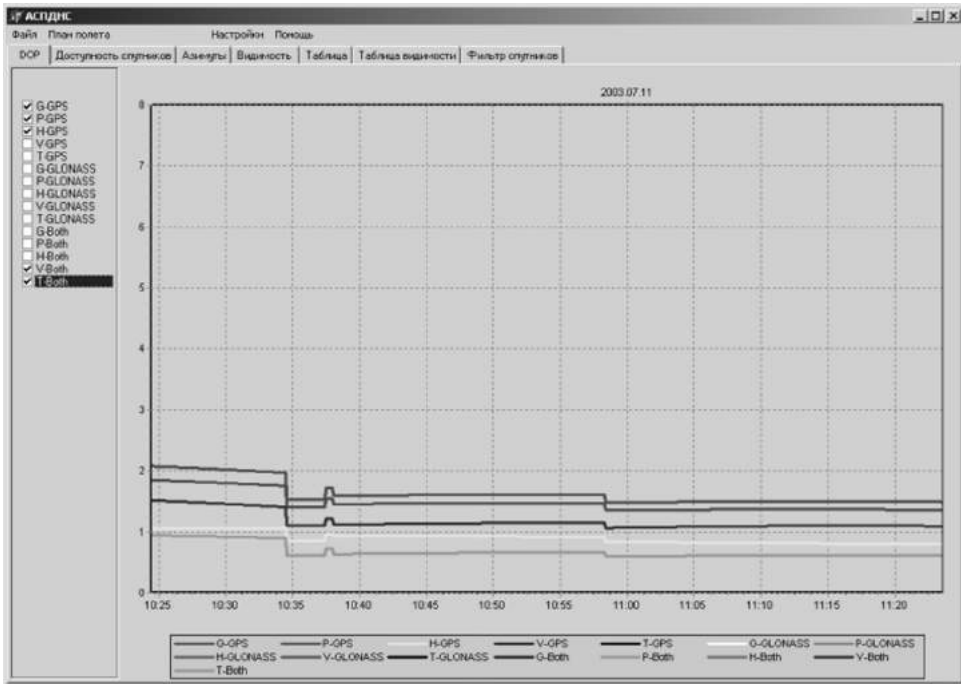


Рис. 5.35. Интерфейс АСПДНС

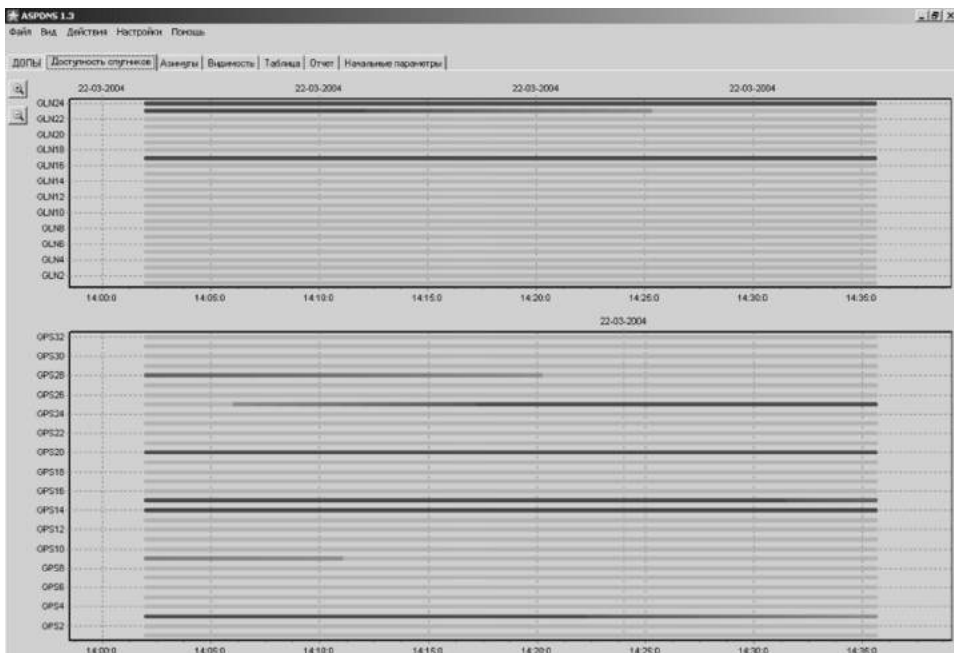


Рис. 5.36. Доступность НС

№	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°54'0.45"	234/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
2	10:24:29	11.7.2003	N 50°19'11.62"	E 30°54'26.51"	234/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
3	10:24:33	11.7.2003	N 50°18'28.19"	E 30°54'47.67"	234/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
4	10:24:38	11.7.2003	N 50°17'44.93"	E 30°55'9.15"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
5	10:24:42	11.7.2003	N 50°17'1.03"	E 30°55'30.33"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
6	10:24:46	11.7.2003	N 50°16'16.4"	E 30°55'51.66"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
7	10:24:50	11.7.2003	N 50°15'34.97"	E 30°56'12.98"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
8	10:24:55	11.7.2003	N 50°14'51.55"	E 30°56'34.3"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
9	10:24:59	11.7.2003	N 50°14'8.12"	E 30°56'55.6"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
10	10:25:3	11.7.2003	N 50°13'24.69"	E 30°57'16.88"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
11	10:25:7	11.7.2003	N 50°12'41.25"	E 30°57'38.17"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
12	10:25:11	11.7.2003	N 50°11'57.83"	E 30°57'59.43"	235/53	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
13	10:25:16	11.7.2003	N 50°11'14.39"	E 30°58'20.49"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
14	10:25:20	11.7.2003	N 50°10'30.95"	E 30°58'41.94"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
15	10:25:24	11.7.2003	N 50°9'47.51"	E 30°59'3.18"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
16	10:25:28	11.7.2003	N 50°9'24.08"	E 30°59'24.6"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
17	10:25:32	11.7.2003	N 50°8'40.24"	E 30°59'45.62"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
18	10:25:37	11.7.2003	N 50°7'57.2"	E 31°0'6.82"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
19	10:25:41	11.7.2003	N 50°7'13.82"	E 31°0'28.02"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
20	10:25:45	11.7.2003	N 50°6'30.32"	E 31°0'49.2"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
21	10:25:49	11.7.2003	N 50°5'46.87"	E 31°1'10.97"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
22	10:25:54	11.7.2003	N 50°4'43.49"	E 31°1'31.53"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
23	10:25:58	11.7.2003	N 50°3'59.98"	E 31°1'52.69"	235/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
24	10:26:2	11.7.2003	N 50°3'16.54"	E 31°2'13.82"	236/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
25	10:26:6	11.7.2003	N 50°2'33.09"	E 31°2'34.95"	236/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
26	10:26:10	11.7.2003	N 50°1'49.64"	E 31°2'56.07"	236/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
27	10:26:15	11.7.2003	N 50°1'6.19"	E 31°3'17.18"	236/54	-NW	-NW	315/20	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
28	10:26:19	11.7.2003	N 50°0'22.75"	E 31°3'38.27"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
29	10:26:23	11.7.2003	N 49°59'39.29"	E 31°3'59.36"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
30	10:26:27	11.7.2003	N 49°58'55.67"	E 31°4'20.52"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
31	10:26:32	11.7.2003	N 49°58'12.23"	E 31°4'41.58"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
32	10:26:36	11.7.2003	N 49°57'28.93"	E 31°5'2.56"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
33	10:26:40	11.7.2003	N 49°56'45.48"	E 31°5'23.61"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
34	10:26:44	11.7.2003	N 49°56'1.85"	E 31°5'44.72"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW
35	10:26:48	11.7.2003	N 49°55'18.56"	E 31°6'5.67"	236/54	-NW	-NW	315/21	-NW	-NW	277/16	-NW	-NW	-NW	180/34	-NW

Рис. 5.37. Таблица доступности НС

GPS	GLN
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 1	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 1
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 2	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 2
<input type="checkbox"/> GPS 3	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 3
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 4	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 4
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 5	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 5
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 6	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 6
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 7	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 7
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 8	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 8
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 9	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 9
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 10	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 10
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 11	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 11
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 12	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 12
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 13	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 13
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 14	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 14
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 15	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 15
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 16	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 16
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 17	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 17
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 18	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 18
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 19	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 19
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 20	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 20
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 21	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 21
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 22	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 22
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 23	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 23
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 24	<input checked="" type="checkbox"/> GLN 24
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 25	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 26	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 27	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 28	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 29	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 30	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 31	
<input checked="" type="checkbox"/> GPS 32	

Рис. 5.38. Фильтр НС

Таблица отчета (см. рис. 5.37) содержит все данные по проекту, включая такие данные, как положение, время, параметры всех спутников, а также геометрические факторы спутниковых созвездий.

Фильтр спутников (см. рис. 5.38) служит для намеренного отключения некоторых спутников с целью моделирования и исследования сложных навигационных ситуаций (например, выход из строя одного или нескольких спутников), а также в учебных целях.

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 *Jeppesen*;
- обработка данных в соответствии с интерфейсными контрольными документами ГЛОНАСС и *GPS*;
- оценку параметров доступности НС и доступности маршрута ВС только по навигационным спутникам *GPS*, только по навигационным спутникам ГЛОНАСС и совместно 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.

5.4 Зарубежный опыт внедрения спутниковых навигационных технологий

Внедрение спутниковых навигационных систем и технологий - сложный наукоемкий процесс [53, 90, 141]. Представляет значительный интерес опыт производителей таких систем при внедрении в практику. В данном подразделе рассматриваются некоторые, на наш взгляд, ключевые вопросы, имеющие существенное значение для внедрения СРНС.

5.4.1 Подсистемы *FIS* для получения эталонных параметров движения летных лабораторий

Подсистемы - *Flight Inspection Systems (FIS)* широко используются в мировой авиационной практике для оценки и мониторинга характеристик навигационных систем. Для достижения необходимого качества требуются эталонные средства траекторного контроля параметров движения ВС на всех фазах полета. В *FIS* в качестве таких средств используются фазовые *DGPS*-подсистемы геодезического класса точности с реализацией кинематического режима работы для движущихся объектов («*On-The-Fly*»).

На основе рассмотрения научно-технических достижений последних лет проанализируем тенденции и способы применения современных спутниковых технологий точного местопределения применительно к задаче оценки параметров эталонной траектории.

Задачей *FIS* является калибровка и оценка технических характеристик средств авионавигации ВС для подтверждения соответствия их реальных значений требуемым. Для этого необходимо, чтобы опорная траектория воздушного судна (например, летной лаборатории), оснащенного средствами *FIS*, в ходе летной инспекции была известна с точностью, значительно или хотя бы в несколько раз большей, чем точностьверяемых средств навигации. При этом допускается, что опорная траектория может быть получена как в реальном времени, так и в процессе послеполетной обработки измеренных и накопленных данных.

Для получения эталонных параметров движения практически все зарубежные *FIS* используют разновидности дифференциального метода координатных определений с применением кодовых или прецизионных фазовых наблюдений сигналов *GNSS*. Не исключается и привлечение, где это целесообразно, оптических и лазерных приборов, а также инерциальной навигационной подсистемы. С появлением и широким внедрением в практику высокоточных *DGPS*-технологий, основными способами получения эталонных параметров движения, как следует из анализа приведенных ниже источников информации, стали именно *DGPS*-средства.

В работе [214] представлены результаты, достигнутые фирмой *Sierra Technologies, Inc.* и *US Air Force* при применении различных способов оценивания углового и пространственного местоположения в ходе летных испытаний бортовой системы *Automatic FIS* в режиме захода ВС на посадку без применения традиционных оптических средств. Использовали дифференциальные *DGPS*-наблюдения как автономно (с применением сглаживания кодовых *GPS*-наблюдений с помощью фазовых), так и с их интегрированием (с применением многопараметрического фильтра Калмана) с измерениями бортовой инерциальной системы (*INS*). Для получения *GPS*-данных на борту испытательного ВС и на референционной позиции применялись приемники *NovAtel 2151R* с опцией подавления многолучевости.

Полученные результаты оценки точности обоих способов определения опорной траектории ВС показали, что текущие угловые различия между оценками по азимуту и углу места ВС относительно взлетно-посадочной полосы не превышают значения 0,01 угл. град. в пределах области проведения тестирования. Оба способа удовлетворили требованиям *ICAO* и *FAA* к инспекционным *FIS*-системам для навигационных средств категорий точного захода на посадку. Кроме того, на основе полученных результатов в работе предлагается использовать *DGPS* или *DGPS/INS* для верификации оптических средств *FIS*.

При верификации метода получения эталонной траектории рекомендуется использовать два или более средства и технологии местоопределения высокой точности с независимыми источниками и погрешностями наблюдений. Выбор технологии-кандидата на использование для целей летной инспекции осуществлять в том случае, если статистические различия в результатах измерений будут удовлетворительно малыми. В данном случае испытывались и сравнивались две технологии - *GPS/DGPS* и *DGPS/INS*.

В части применения интегрированных инерциальных средств навигации *INS + GPS* для целей точного местоопределения примечательна работа [264], где приводятся результаты тестирования интегрированной *GPS/INS* системы *POS/AV* канадской компании *Applanix*. Эта система высокой точности определения пространственного положения и угловой ориентации была создана для аэрофотограмметрической съёмки и картографирования. Результаты лётных испытаний и оценки точности определения координат, составляющих вектора скорости и параметры угловой ориентации ВС с системой *POS/AV* на борту, получены без применения наземной базовой станции для реализации режима *DGPS*.

Верификация результатов, полученных с использованием автономной системы *POS/AV*, производилась путём их сопоставления с данными *DGPS* определений и использованием наблюдений перманентных референционных станций сети *CORS США*. Лётные эксперименты показали, что испытываемая система обеспечивает точность определения выходных параметров местоположения в пределах 5...25 см (*RMS*) по плановым координатам и 10...40 см (*RMS*) по высоте без использования базовой станции (при выключенном режиме *SA GPS*) и темпе выдачи выходных данных 200 Гц. Такие точностные характеристики достигаются на трассах полёта протяжённостью сотни - тысячи километров и могут быть применены при лётных испытаниях на маршрутах. Стоимость такой интегрированной системы - 200...300 тыс. *USD*.

Примеры систем, специально созданных для целей экспериментальной отработки и подтверждения характеристик авиационных *GNSS*-систем и для отработки новых полётных процедур, основанных на использовании *SBAS* и/или *GBAS*, приведены в [236, 286].

Система *ISAGNSS* разработана испанскими фирмами *GMV, GMV Sistemas, SENASA, INDRA Espasio* совместно с *AENA (Spanish ATS Provider)*. Система использует авиационное оборудование последнего поколения, включая различные *GNSS*-приёмники и программное обеспечение сбора данных в реальном времени и слепополётной обработки. Эта экспериментальная инфраструктура позволяет, используя полётные тесты, оценить навигационные процедуры, которые станут возможны с применением *EGNOS* и *GALILEO*.

В состав системы входят три таких элемента: новейшая авионика, интегрированная в самолёт *Beechcraft A-100*; консоль оператора; наземное оборудование, которое состоит из:
- портативной наземной референционной станции как части траекторной системы для получения опорной траектории;

- подсистемы мониторинга *SBAS* ;
- центральной обрабатывающей системы для регистрации и обработки данных в режиме «*off-line*».

Бортовое навигационное оборудование содержит интегрированный в систему управления *GPS*-приёмник, *GBAS*-приёмник (*HG2021*), использующий дифференциальные коррекции местной системы *SCAT-I*, и приёмник сигналов *EGNOS* (*NovAtel MiLLenium*), дополненный специальным навигационным программным обеспечением.

Для анализа данных, собранных в процессе лётных испытаний, используется подсистема мониторинга *GNSS*, которая оценивает статус спутников *GPS*, *EGNOS* и регистрирует все наблюдения для последующей обработки. Благодаря точной пространственной привязке антенной подсистемы, она способна анализировать точность, целостность и статус наблюдаемых спутников.

Знание максимально точной траектории летающей лаборатории в процессе захода на посадку и посадки является фундаментальной основой проведения испытаний. Для реализации *DGPS*-метода используется мобильная референцная станция, которую размещают на точках с известным положением в районе аэропорта.

Система *ISAGNSS* позволяет оценить точность измерений каждой из навигационных систем ВС, текущую эталонную траекторию самолёта, расхождение между текущим положением ВС и опорной траекторией ВС, по которой судно должно следовать в процессе посадки.

Система успешно протестирована с использованием *EGNOS ESTB* сигналов и её работоспособность испытана в процессе лётных испытаний, проводимых Евроконтролем в Швейцарии.

AENA запланировала продолжить интенсивную эксплуатацию *ISAGNSS* в будущих лётных испытаниях со следующими целями:

- демонстрации операционных преимуществ *GNSS* путём сравнения характеристик *SBAS* и *GBAS* с традиционными навигационными параметрами;
- поддержки внедрения *SBAS/GBAS* систем в ближайшем будущем и *GALILEO* в перспективе;
- для анализа вопросов взаимодействия, не только между *SBAS/SBAS* и *SBAS/GBAS*, но и между классическим инструментарием навигации и *GNSS*.

Нидерландская *National Aerospace Laboratory* совместно с испанской компанией *GMV* разработала по заказу Евроконтроля в рамках проекта *GNSS-1 Operational Validation (GOV)* специальную авиаплатформу *PREVAIL* для достижения целей сбора *GPS/EGNOS* навигационных данных и всеобъемлющего анализа системных характеристик *EGNOS*. *PREVAIL* была установлена на исследовательском самолёте *Cessna Citation II* и в течение ряда испытательных полётов накапливала навигационные данные *EGNOS Satellite Test-Bed (ESTB)* с помощью двух разных *GNSS-1* приёмников (*DSNP Aquarius 5001 SD* и *NovAtel MiLLenium*). Кроме того, в районе испытаний регистрировались данные локальной референцной наземной *DGPS RTK* станции для получения опорной траектории движения платформы.

Тестплатформа *PREVAIL* была разработана с использованием уже существующего инструментария обработки данных *EGNOS*. Этот инструментарий обработки использует сырые данные из приёмника *Aquarius* и вычисляет, благодаря знанию опорной траектории, точность определения местоположения, защитные уровни (*Horizontal and Vertical Protection Levels*) и статус *RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)*.

В процессе испытаний оборудование системы было установлено на борту ВС. Для того, чтобы обеспечить по требованию Евроконтроля возможность анализа данных с использованием также и программного обеспечения *PEGASUS* [278], в состав оборудования был включён дополнительный приёмник *NovAtel MiLLenium*, т. к. *PEGASUS* адаптирован к выходным данным именно этого приёмника. Для этих же целей *PEGASUS* был доработан,

чтобы обрабатывать сырые данные приёмника *Aquarius*. В ходе испытательных полётов регистрировались следующие потоки данных:

- референцной базовой станции (*Trimble 750 RTK*);
- референцного бортового роверного приёмника (*Trimble 750 RTK*);
- сырые данные приёмника *Aquarius*;
- сырые данные приёмника *MiLLenium*;
- результаты обработки в реальном времени данных *PREVAIL*.

Для целей подтверждения возможности обеспечения выполнения новых требований *RVSM* к бортовому оборудованию компанией *Aerodata Flugmesstechnik GmbH* по контракту с Евроконтролем разработана специальная система мониторинга на основе *GPS - GPS Monitoring System (GMS)* [230].

GMS состоит из мобильного блока и наземной станции для постобработки данных. В процессе полета мобильный блок регистрирует высоту ВС, получая эти данные через бортовой транспондер от независимой наземной системы мониторинга высоты (*Height Monitoring System - HMS*), и регистрирует «сырые» данные от двух независимых *GPS*-приёмников. Для обеспечения устойчивой радиовидимости *GPS*-спутников в системе применена схема из двух приёмных антенн, размещаемых на левом и правом окнах кабины пилотов.

После передачи данных в наземную станцию осуществляется их обработка совместно с наземными наблюдениями. В данном случае реализовывалось *DGPS*-определение опорной высоты полета ВС с использованием *WADGPS*-сервиса компании *RACAL*. Как показано в [230], была достигнута сантиметровая точность определения параметров движения ВС с использованием фазовых наблюдений наземной референцной станции и бортовых приёмников.

Программа *RVSM* основывается на двух элементах: системе мониторинга высоты (*HMS*) и системе мониторинга на основе *GPS (GMS)*. Основой сопоставительного анализа наблюдений указанных систем является сравнение результатов их измерений с измерениями барометрической высоты на борту ВС. Система мониторинга высоты *HMS* размещена в трёх регионах центральной Европы. Каждая такая система состоит из пяти радиолокационных станций, которые работают по принципу «запрос-ответ» и определяют трёхмерное положение ВС автоматически при его пролёте в зоне радиовидимости системы.

В послесеансном анализе вычисляются погрешности альтиметрической (высотомерной) системы ВС с использованием измерений радаров и метеорологических данных. ВС, которые не могут использовать наблюдения *HMS*, могут использовать систему *GMS* для целей верификации бортовых высотомерных систем.

В [262] приводятся результаты лётных испытаний с использованием *WADGPS* местоопределений по сигналам прототипа *WAAS* с достижением точности 50-60 см (*RMS*) по высоте и 40 см (*RMS*) по плановым координатам в реальном времени.

Такая точность была достигнута при применении на борту ВС двухчастотного *GPS*-приёмника с подключением к нему внешнего рубидиевого генератора. Важным аспектом работы является применение технологии верификации точности с использованием фазовых наблюдений наземной двухчастотной референцной станции и программного обеспечения *GIPSY* Лаборатории Реактивного Движения (*JPL*) Калифорнийского Технологического Института США.

В процессе лётных испытаний была достигнута точность эталонной траектории (на высотах полёта от 680 м до 8,8 км) лучше, чем 10 см (*RMS*) по всем трём координатам.

В [273] рассматриваются усилия норвежской Администрации гражданской авиации (*NCAA*) и ряда компаний по внедрению *DGPS*-средств и процедур посадки по требованиям *RTCA DO-217 SCAT-1*. Описываются результаты лётных испытаний.

Во время лётных испытаний использовались одновременно *ILS*- и *DGPS*-системы посадки. Кроме того, летающая лаборатория была оборудована полностью автоматизированной *FIS*. Для получения опорных траекторий использовались *GPS* - двухчастотные приём-

ники компании *Trimble* и радиотеодолиты. Программа сертификации *DGPS*-оборудования и полётных процедур была разработана с учётом документов *RTCA DO-217* и *FAA Order 8400.11*. Как показали лётные испытания, использованное бортовое и наземное *DGPS*-оборудование (*GLS-1250, DIAS-3100*) отвечает указанным требованиям.

Эксперименты по применению *APL* для обеспечения захода на посадку были проведены японскими организациями *Japan Civil Aviation Promotion Foundation* и *Electronic Navigation Research Institute* [171]. В статье представлены результаты *DGPS* местоопределения с и без использования *APL*. В ходе экспериментов использовались приёмники компании *NovAtel* как элементы наземного и бортового оборудования *DGPS* системы. Для определения эталонной траектории использовались два приёмника *Trimble 5700* в режиме кинематической прецизионной съёмки. В качестве антенны опорного приёмника *DGPS* была использована антенна *NovAtel GPS 600*.

Кроме *DGPS*, в общий комплекс был включён псевдоспутник *APL*, сигналы которого одновременно принимались и на борту лётной лаборатории (*Beachcraft 99*), и *DGPS* референцной наземной станцией.

Сделаны следующие выводы:

- благодаря применению *APL* было достигнуто увеличение точности определения вертикальной координаты при выполнении захода на посадку;
- показано, что зона действия *APL* соответствует расчётному значению 10 *nm*;
- эффект влияния «ближней зоны» (значительный динамический диапазон уровня принимаемого сигнала *APL* из-за изменения расстояния между ВС и *APL*) был оценен в ходе экспериментов и оказался пренебрежимо мал благодаря используемому в псевдоспутниках пульсирующему сигналу.

В заключение отметим, что многочисленные примеры конкретных *FIS*, рекламные описания их технико-эксплуатационных характеристик и особенностей можно найти так же на сайтах ведущих зарубежных производителей и эксплуатантов *FIS*: *RVA Aerospace Systems* (Канада), *Aerodata Systems* (Германия), *Litton Systems Canada (A Northrop Grumman Company)*, *SAGEM* (Франция), *Normarc* (Норвегия), *Sierra Technologies Inc.* (США) и др.

5.4.2 Оценка навигационных характеристик широкозонных функциональных дополнений

Рассмотрим характерные особенности существующих и широко используемых в мире технологий и подсистем дифференциальной коррекции *GPS (GNSS)*-наблюдений.

При традиционном методе дифференциальной навигации каждая референцная (базовая) станция независимо от других станций автономно формирует и распространяет потребителям *DGPS*-коррекции. При этом станция должна выполнять автономный контроль целостности *GPS* и передаваемых потребителям сообщений. Последние вычисляются для наблюдений каждого спутника в отдельности, за исключением редко используемого т.н. инверсного метода дифференциальной коррекции, когда поправки формируются не к наблюдениям, а к координатам объекта с учетом совместно «видимого» созвездия спутников. При нормальных условиях остаточные после коррекции погрешности местоопределения обусловлены атмосферными эффектами, многолучевостью и, в меньшей степени, орбитальными погрешностями. Для погрешностей с сильной пространственно-временной корреляцией (атмосферные и орбитальные эффекты) эффективность их коррекции уменьшается с увеличением расстояния между базовой станцией и потребителем, и на больших удалениях (500-2000 км) точность *DGPS*-местоопределения становится сравнимой с точностью автономного местоопределения.

Рост требований к точности и надежности определения местоположения обусловил появление широкозонных функциональных дополнений *GPS/GNSS* дифференциальных *WADGPS*-подсистем и соответствующих информационных услуг. При «широкозонном» подходе наблюдения разреженной сети *GPS*-станций совместно обрабатываются, чтобы

максимально использовать свойства сильной пространственно-временной корреляции атмосферных и эфемеридных погрешностей путем их моделирования в зоне действия сети референчных станций. Такой WADGPS-подход позволяет повысить уровень точности и надежности местоопределения и обеспечить практически равномерное распределение точности коррекций по всей зоне покрытия сети станций.

Существует несколько различных подходов и алгоритмов, которые используются для формирования WADGPS-коррекций. Можно выделить две главные группы алгоритмов. Первая группа формирует коррекции в пространстве измерений, вторая - в пространстве состояний отдельных моделируемых составляющих погрешностей наблюдений [280].

При реализации первого подхода, который в литературе также получил название *Multi-Reference Differential (MRD)*, на каждой станции сети одновременно формируются кодовые DGPS-коррекции, которые затем в центре сбора и обработки (ЦСО) подвергаются контролю качества целостности и взвешенной обработке так, чтобы ее результаты передать потребителям, где формируются текущие, оптимальные для данного местоположения потребителя, сетевые поправки, получившие название коррекций виртуальной референчной (базовой) станции (*Virtual Reference (Base) Station - VRS(VBS)*), как бы находящейся рядом с потребителем даже с изменением его местоположения. Такой подход является относительно простым и для его реализации необходимо относительно небольшое количество референчных станций. Например, компания *OmniSTAR/FUGRO* обеспечивает VBS-коррекциями Северную Америку с использованием только 10 станций.

При реализации второго подхода, который получил широко используемое название *Wide Area Differential (WAD)*, по двухчастотным наблюдениям сети референчных станций вычисляются параметры моделей каждого источника погрешностей в отдельности. Обычно это - уходы спутниковых часов, эфемериды и ионосферная задержка. Параметры, описывающие поведение этих погрешностей, передаются потребителям в зоне обслуживания сети. У потребителей вектор параметров коррекций преобразуется в вектор коррекций наблюдений для каждого спутника в отдельности также с учетом текущего местоположения потребителей. Поэтому в широком смысле его также можно назвать VRS-методом. Этот подход положен в основу подсистем WAAS (США), EGNOS, MSAS (Япония), GPS•C (Канада) и др. Он значительно сложнее подхода MRD и требует адекватного количества референчных станций для его реализации. В то же время WAD-метод потенциально обладает большими возможностями по ряду характеристик по сравнению с методом MRD.

Как показывает практика, оба метода в эквивалентных условиях дают близкие результаты. В наиболее современных коммерческих двухчастотных сетевых системах (*High Performance OmniSTAR/FUGRO u StarFire NavCom Technologies/John Deere*) высокой (дециметровой и сантиметровой) точности с использованием неоднозначных фазовых наблюдений применяют, как можно видеть из [197], комбинированный подход WAD/MRD. Поэтому для общего обозначения сетевых дифференциальных подсистем спутниковой навигации мы будем использовать устоявшийся в зарубежной литературе термин WADGPS.

В процессе оценки точности отдельных составляющих широкозонных (WAAS, EGNOS)-коррекций и определения местоположения с использованием этих коррекций в целом немаловажную роль играет такой фактор, как точность привязки антенны «контрольного» GPS/EGNOS-приемника в системе координат WGS-84 (или ITRF), особенно, если этот приемник удален от ближайших перманентных станций IGS на десятки или даже сотни километров. Эта проблема рассматривается в [304], где обосновываются требования к точности пространственной привязки фазового центра приемной антенны контрольного приемника (погрешности привязки не должны превышать 10 см (95%)) и анализируются различные факторы, такие как эффекты геодинамики, которые следует учитывать в ходе проведения экспериментов.

В последние несколько лет на мировом рынке передовых GPS/GNSS-технологий определения местоположения высокой точности появились коммерческие продукты и услуги с

беспрецедентными точностными характеристиками. Речь идет о таких технологиях и системах, как *OmniSTAR High Precision (HP) Services (OmniSTAR/FUGRO)*, *Racal Genesis (Thales Geosolutions - бывшая RACAL)* и *StarFire (NavCom Technologies/ John Deere)*. Главная особенность этих новейших технологий и систем - достижение **дециметровой точности** в статическом и кинематическом режимах съемки в реальном времени в зонах покрытия разреженных сетей станций на удалениях от референчных станций до 1000 км.

Принципиальные отличия и необычные возможности таких технологий и систем по отношению к традиционным технологиям *DGPS* состоят в следующих положениях:

сетевой принцип - совместная обработка наблюдений сети референчных двухчастотных *GPS* станций позволяет отдельно оценить медленно меняющиеся (эфемеридные, ионосферные, тропосферные и частотно-временные) составляющие погрешностей, найти пространственно-временные модели этих погрешностей в рабочей зоне сети станций и точно рассчитать эти погрешности для потребителей; это важнейшее свойство сетевой технологии позволяет во много раз расширить зону действия дифференциального режима, в которой точность уже не будет зависеть от удаления потребителя от той или иной опорной станции;

использование фазовых наблюдений (инструментальные погрешности составляют единицы миллиметров) позволяет достичь на один-два порядка более высокую точность, чем при использовании традиционного кодового *DGPS*-метода, в том числе и за счет практически полного исключения многолучевости по сравнению с кодовыми наблюдениями; достижения перечисленных компаний состоят в том, что им удалось реализовать робастную обработку (устранение фазовых «слипов» и разрешение неоднозначности) точных, но неоднозначных фазовых наблюдений на измерительных базах ~1000 км в реальном масштабе времени с результирующей точностью координатных определений ~10 см (95%) с доставкой корректирующей информации потребителям через геостационарные спутники практически в общемировом масштабе;

использование двухчастотных приемников у потребителей - позволило практически полностью исключить наиболее значимую и наиболее изменчивую ионосферную составляющую погрешностей как в местах расположения референчных станций, так и пользователей; при этом значительно облегчается разрешение неоднозначности фазовых измерений.

Основные приложения новых технологий: геодезическая съемка и ГИС; фотограмметрия; картография; кадастр; прокладка трубопроводов; укладка кабеля или оптоволокна; тестирование авионики и аэронавигационных систем; дистанционное управление транспортными средствами, сельскохозяйственными машинами, подъемными кранами, швартовкою морских и речных судов; сейсмическая съемка и др.

Нужно сказать, что массовое применение таких высокоточных технологий и систем пока ограничивается более высокой (по отношению к одночастотному *DGPS* и *WADGPS* оборудованию) ценой соответствующего двухчастотного оборудования потребителей, способного принимать двухчастотные фазовые коррекции, и подписки на услуги предоставления коррекции.

Достаточно детальное описание принципов функционирования, инфраструктуры сети референчных станций, сегментов управления, сбора, обработки наблюдений и передачи коррекций потребителям, а также верификации и мониторинга точностных характеристик системы *StarFire (NavCom Technologies/John Deere)* дано в [197]. Там же приводятся результаты экспериментов по оценке точности *GPS*-определений с использованием сигналов широкозонных функциональных дополнений *WAAS* и *EGNOS*, когда эталоном служили данные *GPS/StarFire*.

Итоги трехлетнего опыта экспериментальных исследований характеристик *ESTB/EGNOS*, ближайшие перспективы разработки и развития *EGNOS* и специально разработанный инструментарий оценки характеристик *ESTB/EGNOS* - программный комплекс постсеансной обработки *PEGASUS* - достаточно детально изложены в докладах [278, 312, 305].

Обзор результатов экспериментов по комплексному оцениванию всех характеристик такой сложной подсистемы, как *EGNOS (ESTB)*, является отдельной, довольно объемной

задачей. Здесь мы рассмотрим только некоторые вопросы, связанные с направлениями нашего обзора.

Очень интересным представляется описанный в [305] пример разработки французским космическим агентством (*CNES*) специального инструментария (*EGNOS Performances Observatory - EPO*) для обработки сообщений и «сырых» измерений *SBAS/EGNOS* и сравнения их с другими (референсными) источниками информации. Такое сравнение проводилось на нескольких уровнях:

- по координатам, полученным по сигналам *GPS* с использованием *SBAS*-коррекций, которые сравнивались с эталонными, очень точными значениями, определенными по данным *IGS* - или других базовых станций;

- по ионосферным коррекциям и уровням их погрешностей (*GIVD-GIVE*), передаваемым *SBAS*, которые пересчитывались в коррекции псевдодальностей до спутников *GPS* в соответствии с алгоритмом, определенном *MOPS*, и затем сравнивались с ионосферными задержками, полученными из прямых двухчастотных наблюдений;

- по эфемеридным погрешностям и погрешностям коррекции уходов часов спутников *GPS* (т.е. по так называемым «медленным» (*slow*) и «быстрым» (*fast*) коррекциям), которые сравнивались с *IGS*-данными (*IGU*, *IGR* или *SP3* типы данных).

EPO содержит в себе и другие виды средств оценки и контроля данных, например, для проверки уходов координат *RIMS*, качества собранных данных и др. Каждый проведенный цикл обработки с использованием *EPO* документируется в отдельном отчете, а полученные результаты анализируются и используются для коррекции и усовершенствования алгоритмов *EGNOS*.

Следует уделить внимание и такому перспективному инструменту контроля характеристик *ESTB/EGNOS*, как программный комплекс *PEGASUS (Prototype EGNOS Analysis System Using SAPPHIRE)*, который был создан по инициативе Евроконтроля в рамках программ *GNSS Programme* и *European Air Traffic Management Programme* как прототип штатного комплекса *PACF (Performance Assessment and system Check-out Facility)* оценки и мониторинга (контроля) характеристик *EGNOS*. *PEGASUS* является эволюцией системы *SAPPHIRE*, в которой ранее уже были внедрены алгоритмы анализа характеристик местоопределения, автономного контроля целостности и доступности сигналов *GNSS* по накопленным данным бортовых наблюдений на коммерческих ВС. *PEGASUS* позволяет обрабатывать данные псевдодальномерных наблюдений, широкозонной корректирующей информации *SBAS* и данных целостности для *GPS* и *ESTB*.

Программное обеспечение *PEGASUS* состоит из трех главных основных компонентов. Программа *CONVERTOR* транслирует данные наблюдений *GNSS*-приемника в специфический формат *PEGASUS*. Программа *WinGPSALL* использует выходные данные программы *CONVERTOR* для получения *GNSS*-решения, анализа текущего созвездия, предиктивной оценки величин, характеризующих качество мониторинга целостности, и для выполнения самого мониторинга целостности, используя алгоритмы *RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)* и *AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring)*. Архитектура ПО *PEGASUS* позволяет иметь доступ ко всем данным на всех стадиях обработки, их отображения и визуализации с использованием возможностей системы *MATLAB*. Важно отметить, что реальные погрешности местоопределения не могут быть оценены в ПО *PEGASUS* без высокоточных опорных данных извне как при работе в статическом режиме на земле, так и при проведении лётных экспериментов.

Комплекс *PEGASUS* является доступным инструментарием и может быть успешно использован для проведения исследовательских работ по оценке характеристик *EGNOS* в различных условиях.

Кратко рассмотрим еще один важный аспект оценки точности местоопределений и отдельных составляющих погрешностей наблюдений по сигналам *GPS/EGNOS*-верификацию,

рекомендуемых *SARPS* тропосферных моделей для коррекции наблюдений по сигналам *GPS/WAAS/EGNOS*.

Тропосферная задержка является одним из главных источников погрешностей спутниковых навигационных определений. Величина тропосферной задержки превышает 2 м в зените и 20 м на малых углах места, т.е. менее 10 градусов. Если эта задержка не будет должным образом промоделирована, погрешности местоположения могут достигать 10 м.

Документ *SARPS ICAO* рекомендует использовать эмпирический алгоритм тропосферной коррекции наблюдений *GPS/WAAS/EGNOS*, использующий в качестве входных параметров оценку текущей высоты объекта и усредненные оценки пяти метеорологических параметров, учитывающий средние значения и сезонные вариации этих параметров. Эта модель разработана в университете г. *New Brunswick* (Канада) на основе обработки многолетних измерений метеоданных, включая наблюдения шаров-зондов на территории Северной Америки. Такая простая модель, хотя и рекомендована *ICAO* к использованию в глобальном масштабе, не учитывает изменения погоды с высокой точностью и может не отражать характеристики локальных регионов в различных частях мира, например, в Европе. Это потребовало проведения ряда экспериментов для подтверждения возможности использования рекомендованной модели в зоне действия *EGNOS*. Так, например, в работе английских ученых [174] даны результаты исследований по верификации рекомендуемой *SARPS ICAO* модели расчета тропосферных коррекций на территории Объединенного Королевства.

В [174] рекомендуемые для использования в *EGNOS* тропосферные коррекции, с целью оценки точности модели, сравнивались с оцененными по фазовым *GPS*-наблюдениям тропосферными задержками. Допустимая погрешность моделирования зенитной тропосферной задержки по рекомендуемой *SARPS* модели не должна превышать 0,12 м (*RMS*). Достигнутая точность оценки вертикальных тропосферных задержек по *GPS* фазовым наблюдениям (периоды усреднения - 15 минут) составила около 1 см, что позволило успешно верифицировать рекомендуемую для использования модель. Для связи зенитной и наклонной задержки в [302] была использована эмпирическая функция отображения (*Mapping Function*) *Niell*, которая является очень точной и применяется для наблюдений как при высоких, так и при очень низких углах места - даже менее 5 градусов. Наблюдения и соответствующий анализ были проведены в течение года на месячных выборках каждого периода года. Как показали исследования, максимальная зенитная погрешность тропосферного моделирования составила ~16 см, что близко к требованиям *ICAO*. Такая погрешность моделирования зенитной тропосферной задержки может привести к погрешности определения местоположения по горизонтальным координатам объекта ~ 43 см и по вертикальной координате ~1,5 м.

5.4.3 Эксперименты по оценке характеристик широкозонных функциональных дополнений

Вопросам экспериментальной оценки и анализа навигационных характеристик широкозонных функциональных дополнений *GPS/ГЛОНАСС - WAAS* и *EGNOS* в различных региональных условиях в научной литературе уделяется значительное внимание. В отобранных для рассмотрения работах описываются результаты исследований характеристик широкозонных *WADGPS*-подсистем спутниковой навигации на границах рабочих зон этих подсистем, что может представлять немалый интерес для потенциальных пользователей сигналами *EGNOS* в Украине. Сигналы *EGNOS* уже доступны на части территории Украины, и с точки зрения технической реализуемости не существует принципиальных препятствий для расширения зоны действия *EGNOS* на всю территорию Украины.

В работе [170] представлены результаты выполнения проекта по всесторонней оценке возможности использования *WAAS* в воздушном пространстве Исландии, а также на границах расчетной зоны действия *WAAS* - на самых высоких широтах вблизи Северно-

го Полюса. Необходимость выполнения этого проекта была обусловлена, в первую очередь, высокой плотностью перелётов (~30%) между Северной Америкой и Европой через Северо-Атлантический коридор, проходящий через Исландию.

В ходе этого многоцелевого проекта *ICAA (Icelandic Civil Aviation Administration) - FAA (USA)*, кроме летных испытаний, на маршрутах проверялась жизнеспособность *WAAS* в качестве инструментария для осуществления захода на посадку посредством многочисленных (около 200) летных экспериментов. Был проанализирован вклад исландской тестовой референционной станции (в составе прототипа *WAAS - National Satellite Test Bed (NSTB)*) в результирующую точность оценки параметров орбит *GPS*-спутников. Данные наблюдений указанной станции были использованы и для определения воздействия свойственных высоким широтам авроральных эффектов на характеристики приема сигналов *GPS* и *WAAS*.

Ввиду того, что данный проект представляет значительный методический интерес, остановимся подробнее на узловых моментах и выводах данного проекта.

А) Летные испытания продемонстрировали, что *WAAS* удовлетворяет требования точного захода на посадку в Исландии. Хотя точность навигационных определений была ниже точности, достигнутой на континенте (в США), все же она удовлетворяла установленные требования. Ожидается, что с внедрением в *WAAS* улучшенных алгоритмов оценивания ионосферной задержки результирующая точность заметно улучшится.

Б) *WAAS* обеспечивает требуемые характеристики навигационного обеспечения на маршруте на протяжении Северо-Атлантического коридора. Ожидается, что влияние на доступность, точность и целостность навигационного обеспечения по сигналам *WAAS* при приближении потребителей к северным границам радиовидимости геостационарного спутника (*GEO-SBAS*) будет незначительным.

В) Испытательные полеты в район Северного полюса продемонстрировали, что сигналы *WAAS* могут использоваться на более высоких широтах, чем ожидалось.

Г) Уточнение орбит спутников *GPS* с вводом дополнительной станции *WAAS* в Исландии не является значительным. В то же время наблюдения исландской *WAAS*-станции вносят принципиальный вклад в точность ионосферных коррекций в исландском регионе. В качестве прототипа *WAAS*-станции использовался комплекс из трех приемников (*Trimble 4000SSI, Allen Osborn Turbo Rogue, NovAtel MiLLenium*), двух рубидиевых стандартов, антенны, профессионального компьютера (рабочей станции) и источника бесперебойного питания.

Анализ ионосферных наблюдений продемонстрировал значительное влияние авроральных эффектов на прием *GPS/WAAS*-сигналов (сцинтилляции, мерцания) в высоких широтах, особенно на частоте *L2*. В периоды авроральной активности наблюдались частые потери слежения за сигналами, что приводит к невозможности получения точных оценок ионосферной задержки.

Д) Для проведения летных испытаний был использован самолет (*Beechcraft King Air B 200*) с *FIS*, дополнительно оснащенный специализированным *WAAS/NSTB/GPS*-приемником и приемником геодезического класса (*Trimble 4000SSI*) для определения опорной (эталонной) траектории относительно наземной референционной станции в полетном режиме по результатам фазовых наблюдений. После каждого испытательного полета осуществлялась обработка данных с целью определения погрешностей наблюдений и выходных параметров *WAAS/NSTB*-системы путем сравнения с эталонными данными.

Обработка проводилась исландскими и американскими специалистами независимо друг от друга с использованием собственных программных комплексов в системе *MatLab* с последующим сравнением результатов.

В процессе анализа проверялась работоспособность оборудования, оценивались горизонтальные и вертикальные ошибки навигационной системы (*Navigation System Errors*), горизонтальных и вертикальных защитных уровней и их погрешностей, оценивалась доступ-

ность и точность WAAS как функция широты, оценивался вклад исландской WAAS-станции в точность определения орбит GPS-спутников (с использованием прецизионных IGS-орбит) и ионосферных задержек.

Результаты экспериментальной оценки точности навигации наземных мобильных объектов (измерительных лабораторий на базе легковых автомобилей) по сигналам GPS/ESTB EGNOS в Польше, Словакии и Италии рассматриваются [203]. Подчеркнем, что эти результаты получены на границах зоны высокой точности ESTB (из-за недостаточного количества RIMS в ESTB рабочая зона ESTB заметно меньше, чем у EGNOS при полном развертывании). Эксперименты проходили с использованием GPS/WADGPS-оборудования различных производителей (*NovAtel*, *Ashtech*, *Magellan*) и сравнивались с оценками координат, полученными тремя другими методами определения местоположения (*GPS*, *DGPS* и эталонный *L1/L2 Carrier-Phase Kinematic* (по фазе несущей в постобработке)) без использования WAD (ESTB EGNOS)-коррекции.

Один из тестов выполнялся в течение 25 мин. с использованием 4-х приемников геодезического класса (*Ashtech Z-XII* - на опорной позиции, *Ashtech Z-XII* и два приемника *NovAtel OEM4/WADGPS* - на движущемся автомобиле) и одного ручного (*Magellan/WADGPS*). На автомобиле три высокоточных приемника были подключены к одной антенне через сплиттер. Один из приемников *NovAtel OEM4/WADGPS* был включен в режиме определения местоположения с использованием широкозонных коррекций ESTB, а другой такой же приемник - был включен в режиме оценки координат с использованием прямых двухчастотных наблюдений (т.н. «*ionofree solution*») с целью оценки качества ионосферных коррекций по сигналам ESTB.

В ходе экспериментов средние значения погрешностей определения местоположения в зоне пониженной точности составили 2,5...3,5 м.

Работа [289] представляет значительный интерес с точки зрения использованного методического подхода к оцениванию характеристик широкозонного навигационного обеспечения по сигналам GPS/WAAS на периферии зоны действия WAAS - в восточной части Канады (район г. *New Brunswick*). Особенность упомянутой работы состоит в том, что авторы поставили задачу оценить качество не только GPS/WAAS-координатных определений, но и выполнить детальную оценку отдельных составляющих WAAS-коррекции (ионосферных и эфемеридных широкозонных поправок).

Проведенный в [289] на основе обработки больших выборок наблюдений всесторонний анализ качества WAAS-коррекции был проведен в университете *New Brunswick* в преддверии и в обеспечение работ по созданию широкозонного функционального дополнения GPS Канады (*Canadian WAAS*) в части определения оптимального размещения референциальных станций CWAAS.

В процессе исследований использовались различные источники наблюдений и другой необходимой информации. Для многосуточного сбора GPS/WAAS L1-наблюдений на территории университета был использован 12-канальный приемник *Allstar* с опцией WAAS компании *CMC Electronics* с авиационной антенной *AT-575-70*. В течение 37 суток архивировались все выходные данные, включая «сырые» кодовые и фазовые наблюдения с темпом 1 Гц. Часть наблюдений была использована для оценки влияния сильных возмущений в ионосфере (ионосферного «шторма») на точность определения местоположения. В разные периоды наблюдений анализировалась также разница между результатами обработки с использованием «старого» и «нового» WAAS-алгоритмов мониторинга ионосферных ошибок *GIVE* (*Grid Ionospheric Vertical Error*). Параллельно выполнялась оценка точности координатных определений по сигналам GPS/WAAS с использованием IGS-точных координат положения антенны приемника, определенных с использованием данных IGS (*International GPS Service*) перманентных станций. Для территории восточной части Канады погрешности (95%) плановых координат составили ~ 2м.

Детальный и точный анализ «сеточной» (*grid*) ионосферной модели WAAS был проведен с использованием двухчастотных наблюдений ближайших к университету GPS/IGS перманентных станций сети CORS (*Continuously Operating Reference Station System*). Оценка точности эфемеридных коррекций WAAS проводилась путем прямого их сравнения с данными прецизионных IGS-орбит.

Заслуживающая внимания методология сравнительной оценки точностных характеристик трех функционирующих WADGPS-подсистем (WAAS, *Global Surveyor*, *OmniSTAR*) изложена в [297], где представлены результаты исследований, выполненных в университете г. Калгари (Британская Колумбия, Канада) в сентябре 2002 г. Эксперименты были проведены в одинаковых условиях для каждой из сравниваемых подсистем, чтобы исключить различия в технологиях приема и обработки сигналов в приемниках разных производителей и исключить влияние многолучевости из результатов сравнения.

Приведем краткие характеристики двух из трех оцениваемых и сравниваемых в статье [280] дифференциальных подсистем - *Global Surveyor* (Канада) и *OmniSTAR VBS (FU-GRO)*.

Global Surveyor обеспечивает региональный дифференциальный сервис в Британской Колумбии (Канада) и является переходной к широкозонной подсистеме *Canada-Wide Differential GPS (CDGPS)*, которая будет дополнять WAAS и службу морских радиомаяков береговой охраны (*Coast Guard*) США в Северной Америке. *CDGPS* базируется на использовании государственной перманентной сети станций Канады *CACS (Canadian Active Control System)*. Прототипом подсистемы является *GPS-C*. Подсистема *Global Surveyor* использует широкозонные коррекции, которые генерирует инфраструктура *GPS-C*, использующая наблюдения всей северной части Северной Америки. Заявленная точность (95%) определения местоположения с использованием коррекций *Global Surveyor* зависит от качества используемого приемника и составляет:

- для приемников класса *Low End* - лучше 10 м в статике и лучше 20 м в динамике;
- для приемников класса *Medium* - по плановым координатам - 2...3 м в статике и 4...6 м в динамике, по вертикальным координатам - 5 м в статике и 10 м в динамике;
- для приемников класса *High End* - по плановым координатам ~1 м в статике и ~2 м в динамике, по вертикальным координатам ~2 м в статике и ~3 м в динамике.

Система *OmniSTAR* в настоящее время имеет в своем составе примерно 100 референционных станций, 3 центра загрузки данных на спутники и 2 центра сбора, обработки и управления (ЦСОУ) глобальной сети референционных GPS-станций (CPC); компания является провайдером глобальной DGPS-подсистемой реального времени, которая доставляет коррекции от глобальной сети базовых (референционных) станций. Эти данные передаются в ЦСОУ, где они проходят контроль качества и целостности, а затем - через геостационарные спутники - ретранслируются авторизованным потребителям *OmniSTAR*-коррекций. Приемники потребителей обрабатывают данные всех доступных ближайших референционных станций для получения оптимального решения. Оптимальное решение для каждого потребителя получается путем взвешенной обработки данных от референционных станций, где веса являются функциями расстояний между потребителем и станциями. Результатом является одно множество коррекций (по каждому спутнику), оптимальное для данного текущего положения каждого потребителя, т.е. *VBS*-решение.

Заявленная точность (95%) определения местоположения с использованием коррекций *OmniSTAR VBS* для коммерческих приемников высокого качества составляет менее 1 м по плановым координатам и 2...2,5 м - по вертикальным.

Для того, чтобы сравнить характеристики WADGPS-корректирующей информации, предоставляемой подсистемами *Global Surveyor*, *OmniSTAR VBS* и WAAS, была собрана оригинальная экспериментальная установка, основными составляющими в которой были: приемник *Satloc SLXg3* с опцией WAAS, *CSI Wireless DGPS MAX* с опцией *OmniSTAR VBS* и приемник корректирующих RTCM-сигналов *Global Surveyor*, которые подаются на вход приемника *NovAtel OEM4*.

Анализ полученных результатов показал следующее: *СКО* определения местоположения с использованием дифференциальных коррекций *WAAS* и *OmniSTAR* составили ~1 м по плановым координатам и ~1,5 м - по вертикальным. Для *Global Surveyor* эти результаты в 2-3 раза хуже. Результаты для реального времени и для послесеансной обработки весьма близки. Как для *WAAS*, так и для *OmniSTAR* полученные результаты оценки точности вдвое хуже заявленных, однако следует сделать поправку на то, что эксперимент проводился в месте, расположенном на краю зон расчетного покрытия этих подсистем.

В заключение отметим: зарубежный опыт методологического подхода к оценке характеристик глобальных спутниковых навигационных систем может быть весьма полезным при внедрении спутниковых навигационных технологий.

5.4.4 Экспериментальная оценка технологии *OMNISTAR* в Украине

Рассмотрим основные принципы и характеристики *VBS/HP*-технологий, обеспечивающих высокоточную геодезическую и дифференциальную *DGPS*-навигацию. Такие экспериментальные исследования проведены в Украине впервые, а их результаты могут представлять интерес для ряда групп *GPS*-пользователей.

Технологии *HP*, в статическом и кинематическом режимах съемки, по заявлениям *OmniSTAR*, имеют точность ~10 см (95%) по плановым координатам и ~20 см (95%) по вертикали в реальном времени при зонах покрытия разреженных сетей станций на удаленностях от референчных станций до 1000 км.

Наиболее характерные результаты тестирования технологий *HP* представлены в работах [45, 180, 194, 195, 250, 274]. В [194] представлены погрешности (в плане и по вертикали) координатных определений движущегося морского катера в ходе тестирования с использованием стандартного режима *RTK* в качестве эталона. Результаты тестирования режима *HP* 19 июля 2001 г. в Мексиканском заливе показали достижение дециметровой точности местоопределения в кинематическом режиме (скорость движения объекта - 10 узлов) на удалении от базовых станций от 400 до 1000 км; эталонная траектория объекта получена с сантиметровой точностью в стандартном режиме *RTK* с использованием отдельной референчной станции на удаленностях от объекта 10...35 км. Из результатов, полученных в [180, 194, 195], следует, что в приемлемых для измерений условиях радиовидимости наблюдаемый период сходимости при инициализации составляет ~30 мин, для оценки с заявленной точностью широты и высоты. Оценка долготы с заявленной точностью из-за особенностей конфигурации орбит спутников *GPS* требует значительно большего времени сходимости - примерно 120 мин.

С середины мая 2003 г. на территории Украины (г. Харьков) функционирует *GPS*-станция компании *OmniSTAR BV*. С этого момента в любом регионе Украины *GPS*-потребителям доступен *HP*-сервис заявленной дециметровой точности, кроме *VBS*-сервиса субметровой точности. Корректирующие *VBS* и *HP*-поправки передаются в *L*-диапазоне через созвездие геостационарных спутников. Высокоточный сервис *HP* является привлекательным, так как позволяет в реальном времени решать широкий круг задач высокоточной геодезической съемки, картографии, ГИС и других геодезических приложений без дополнительных базовых станций потребителей и послесеансной обработки наблюдений.

С целью независимой оценки качества (точности и надежности) позиционирования с использованием *VBS/HP* технологий силами нескольких организаций в Киеве 24 - 26 мая 2006 г. проведены соответствующие тестовые испытания на территории Национального авиационного университета (НАУ) и на трассе «Киев-Житомир». В проведении экспериментов принимали участие сотрудники НАУ, Харьковского национального университета радиозлектроники (ХНУРЭ), Главной астрономической обсерватории НАН Украины (ГАО НАНУ) и аэрокосмического агентства «Магеллан», г. Киев [225].

Методика экспериментальных исследований. В основу методики тестирования по точности позиционирования было положено требование, чтобы эталонные координаты или пространственные параметры движения тестируемого «роверного» приемника были известны с точностью, в несколько раз большей, чем точностьверяемых средств позиционирования. Расхождения (невязки) между оцененными координатами, полученными с использованием тестируемых технологий *VBS/HP*, и эталонными координатами должны были оценить точностьверяемых средств местоопределения.

В процессе тестирования при проведении наблюдений накапливались параллельно не только результаты дифференциального местоопределения в реальном масштабе времени (PMB), но и «сырые» наблюдения этого же приемника. Накопленные «сырые» наблюдения, включающие и высокоточные двухчастотные фазовые наблюдения, позволили с использованием аналогичного набора данных близлежащей референцной станции оценить статические и кинематические текущие координаты антенны «роверного» двухчастотного приемника, с помощью которого выполняется тестирование дифференциального навигационного обеспечения в режиме послесеансной обработки с применением апробированного программного обеспечения. При этом достигалась сантиметровая и даже миллиметровая точность определения эталонных координат.

Геодезическая привязка базовых станций и все расчеты выполнялись в системе координат *ITRF-2000*. Привязка осуществлялась с использованием наблюдений и точных координат ближайшей перманентной референцной *GPS*-станции *GLSV* (приемник *Trimble 4000 SSI*) ГАО НАНУ, входящей в международную сеть *IGS* [152].

При тестировании анализировалась способность приемника к быстрой инициализации (реинициализации), т.е. периоду времени, в течение которого достигается заданный уровень точности определений, после чего при отсутствии перерывов связи приемник должен обеспечить заявленный уровень точности местоопределения в процессе движения в различных условиях (режим определений, величина геометрического фактора, динамика объекта).

Перед выполнением измерений на полигоне НАУ с использованием комплекта геодезического *GPS*-оборудования *Trimble 5700* были «привязаны» с сантиметровой точностью 20 точек-реперов в режиме «*Stop&Go*». Привязка базовой станции (на выбранной наземной точке) и вынесенных 20 точек-реперов на территории НАУ осуществлялись относительно *IGS*-станции *GLSV*. Позиция фазового центра антенны базовой станции была привязана с миллиметровой точностью относительно *IGS*-станции *GLSV*.

Обработка наблюдений по привязке базовой станции точек-реперов показала, что невязки по координатам базовой станции находились в пределах сантиметра, а по координатам реперных точек - в пределах нескольких сантиметров, поскольку измерения выполнялись с использованием подвижной вехи в режиме «*Stop&Go*».

При проведении экспериментов было использовано специальное *GPS*-оборудование и программное обеспечение:

- приемник *NovAtel ProPak-LB Plus*, способный принимать и обрабатывать высокоточные *VBS* и *HP*-коррекции;
- комплект геодезического *GPS*-оборудования *Trimble 5700* для геодезической привязки и получения эталонных координат;
- геодезический приемник *NovAtel DL-4* в качестве базовой станции;
- *GPS*-приемник *NovAtel FlexPak-SSII* - в качестве дополнительного «роверного» приемника, установленного на автомобиле для выполнения измерений в кинематическом режиме;
- программное обеспечение *GrafNav/GrafNet (ver.7.60.2425)* для послесеансной обработки компании; также независимо использовалось и программное обеспечение послесеансной обработки компании *Trimble* (США);
- антенны *GPS-600-LB*, *GPS-702*.

В ходе экспериментов было проведено 5 сессий наблюдений, которые включали статическую и кинематическую съемки. Во время съемок для последующего анализа были

записаны результаты текущего координатного решения и внутренние оценки погрешностей (СКО) решения приемника, а также первичные «сырые» наблюдения для расчета опорной (эталонной) траектории приемника в послесеансном режиме с использованием ПО *GrafNav/GrafNet*. Условно эксперименты были разбиты на 3 этапа: статическая съемка на полигоне НАУ; съемка координат реперных точек в режиме «*Stop&Go*» на полигоне НАУ со статической инициализацией; кинематика со статической инициализацией (антенна установлена на автомобиле).

Финальные результаты экспериментальной оценки точностных и эксплуатационных характеристик позиционирования в статическом и кинематическом режимах с применением *VBS/HP*-коррекции для каждого из этапов представлены ниже.

Статическая съемка (рис. 5.39 - 5.42). Результаты измерений, полученные с помощью приемника *ProPak-LB plus*, обработка выполнена ПО *GrafNav/GrafNet*.

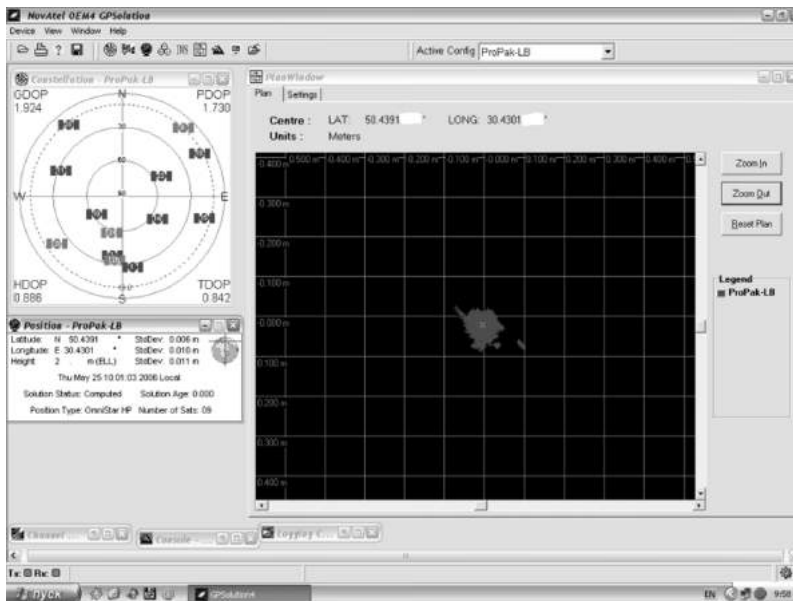


Рис. 5.39. Интерфейсная программа приемника *ProPak - LB plus*.
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 499)

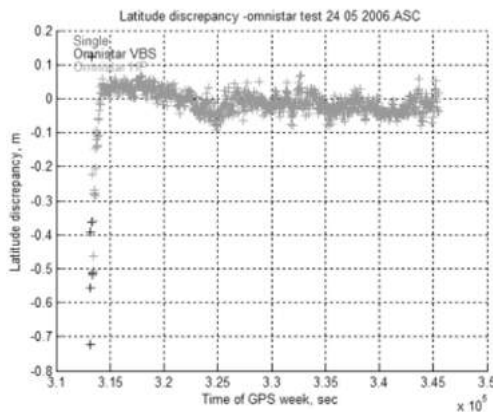


Рис. 5.40. Разность оценок широты в послесеансном режиме

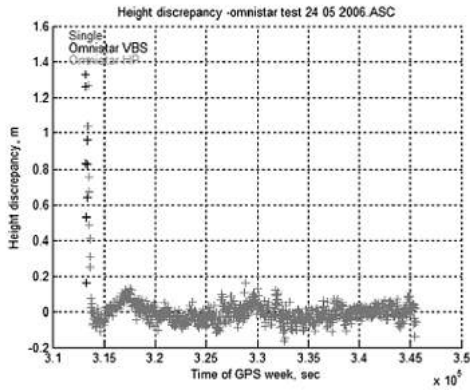


Рис. 5.41. Разность оценок высоты

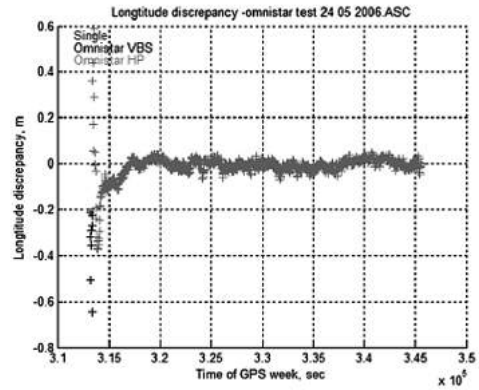


Рис. 5.42. Разность оценок долготы

На рис. 5.40 - 5.42 разброс оценок текущих плановых координат в режиме реального времени относительно эталонных значений не превышает 10 см (2σ).

Как следует из рис. 5.40 - 5.42, при статической съемке инициализация занимает 20...30 минут для широты и высоты и 1...2 часа - для долготы. Наблюдается стабильная работа приемника в режиме *HP* с точностью координатного решения, не превышающего 10 см (2σ) для плановых координат и 15 см (2σ) - для высоты.

Результаты съемки в режиме «*Stop/Go*» на полигоне НАУ изображены на рис. 5.43 - 5.48. Начало сеанса измерений соответствует началу движения от точки статической инициализации. При хороших геометрических условиях обеспечивалась нормальная работа приемника при движении приемника по реперным точкам в режиме «*Stop/Go*» с точностью, заявленной для *Omnistar HP*. После срыва слежения за геостационарным спутником и увеличения геометрического фактора из-за частичного закрытия небесной сферы приемник перешел в режим *VBS*, а затем начал повторную инициализацию режима *HP*. После инициализации была сделана попытка повторной съемки в зоне затенения. В интервале $T=395250...395750$ сек был произведен вертикальный переворот вежи с антенной на 180 градусов (антенна «смотрит» вниз) с целью имитации разрыва слежения и проверки возможности быстрой реинициализации.

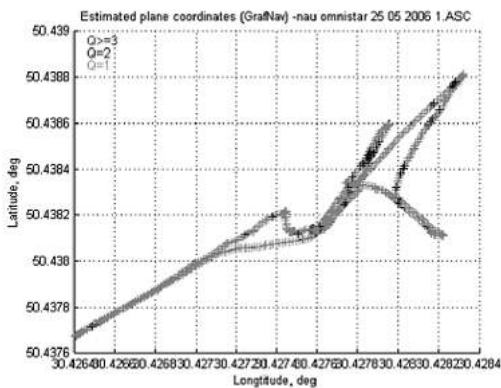


Рис. 5.43. Оценки плановых координат

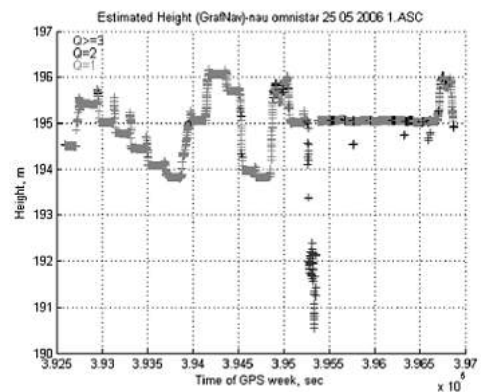


Рис. 5.44. Оценки высоты

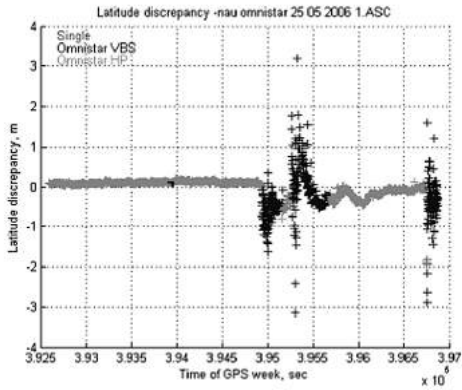


Рис. 5.45. Разность оценок широты в режиме PMB

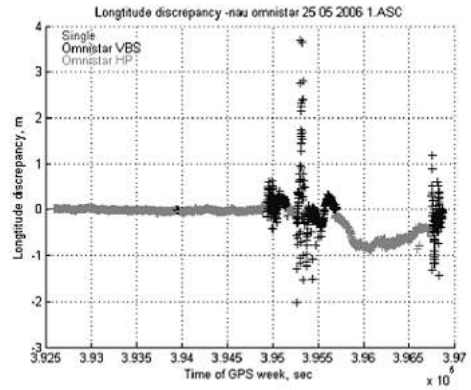


Рис. 5.46. Разность оценок долготы в режиме PMB

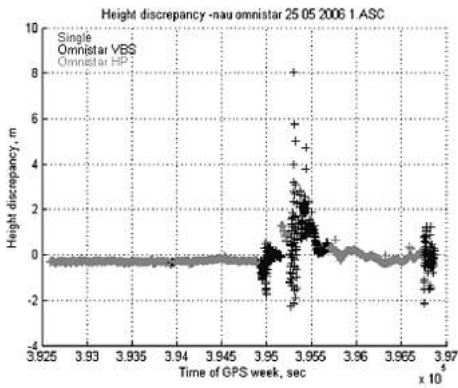


Рис. 5.47. Разность оценок высоты в режиме PMB

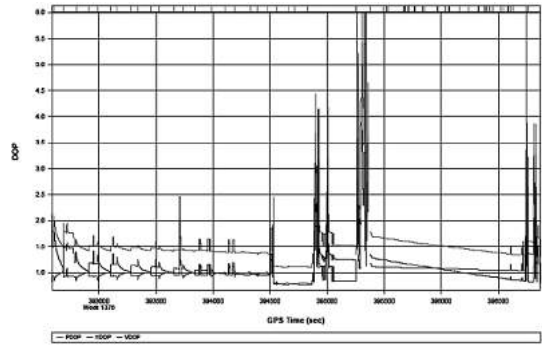


Рис. 5.48. Геометрические факторы сессии наблюдений

Результаты кинематической съемки на автомобиле показаны на рис. 5.49 - 5.54.

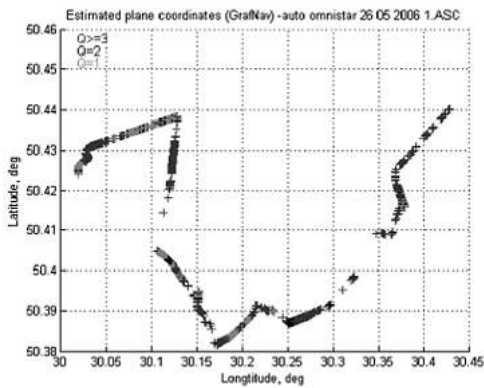


Рис. 5.49. Оценки плановых координат

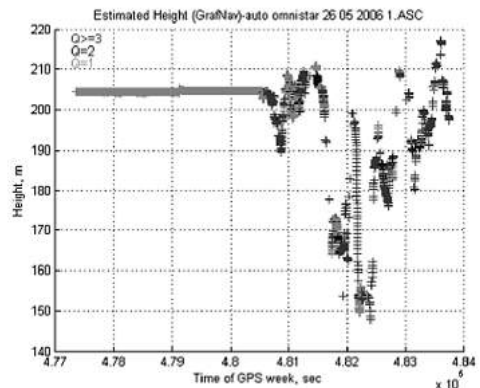


Рис. 5.50. Оценки высоты

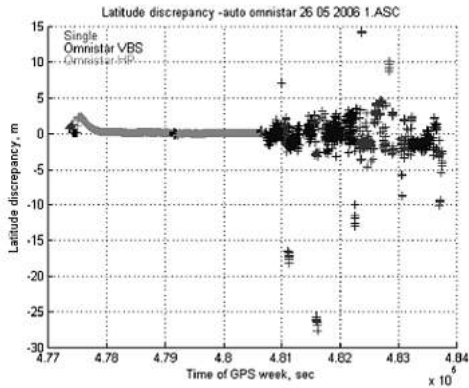


Рис. 5.51 Разность оценок широты в режиме PMB

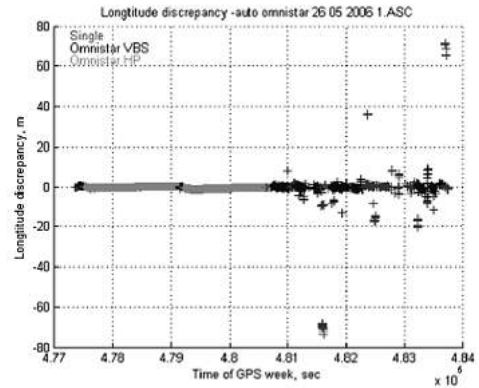


Рис. 5.52. Разность оценок долготы в режиме PMB

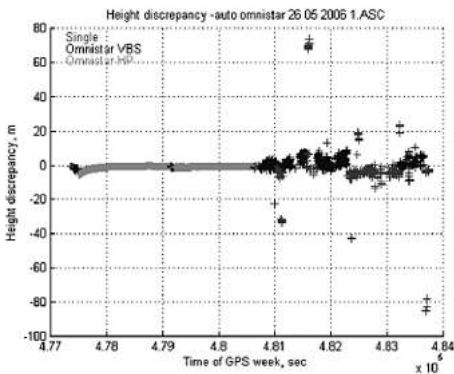


Рис. 5.53. Разность оценок высоты в режиме PMB

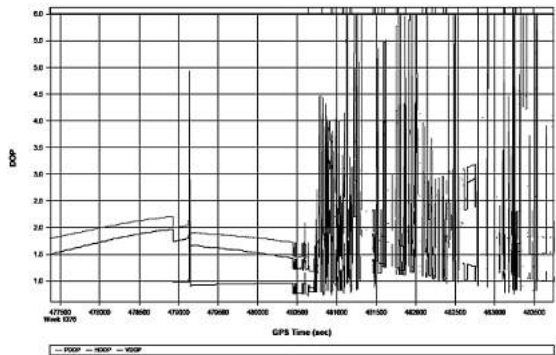


Рис. 5.54 Геометрические факторы сессии

После 30 минут инициализации произошло кратковременное затенение антенны, что привело к полному сбросу режима *HP*. После повторной инициализации было начато движение автомобиля. При равномерном движении по открытой местности наблюдалась устойчивая работа в режиме *HP*, но после затенения приемной антенны деревьями произошел переход из режима *HP* в режим субметровой точности *VBS*. Далее движение автомобиля происходило по сельской местности в пригородном районе г. Киева.

Начиная с $T=480750$ сек из-за частого частичного или полного закрытия небесной сферы наблюдался значительный рост геометрического фактора и разрывы наблюдений, что привело к значительному ухудшению измерительной информации.

Краткие результаты тестирования. Результаты оценки качества (точности и надежности) навигационных определений в Киеве и Украине показали, что в условиях надежного приема сигналов спутников *GPS* и корректирующих сигналов *Omnistar* в режиме *HP* в реальном времени обеспечивается заявленная дециметровая точность определения местоположения. Для достижения этого требуется несколько десятков минут для инициализации (вхождения в режим) высокоточных координатных определений.

В процессе инициализации после необходимых по инструкции настроек приемника включается автономный режим определений с точностью нескольких метров. Через несколько минут включается дифференциальный *VBS*-режим - приемник определяет координаты с точностью 1...2 м с последующим плавным повышением точности. Затем через 5...10 мин

включается режим *HP*, и погрешности местоопределения (широта, долгота, высота) скачком увеличиваются с последующим экспоненциальным уменьшением до дециметрового (требуется ~30 мин для достижения заявленной точности определения широты и высоты, и ~ (60...120) мин - для долготы) и даже субдециметрового уровня. Инициализацию в кинематическом режиме на территории НАУ в режиме «*Stop&Go*» и в кинематическом режиме измерений в процессе движения на борту автомобиля выполнить не удалось.

При срыве слежения (отсутствие коррекций, потери слежения за спутниками из-за обструкций, резкое ухудшение геометрического фактора) приемник при возобновлении слежения переходит в режим *VBS* (метровая точность) и повторяет заново режим инициализации. Отмечается значительная (десять минут) длительность периода реинициализации для высокоточного режима *HP* после потери слежения за сигналами геостационарных спутников или при временном ухудшении геометрии рабочего созвездия спутников *GPS* в условиях затенений или высокой динамики движения. При очень коротких перерывах (несколько секунд) приема коррекций наблюдалось быстрое восстановление *HP*-режима работы без потери точности. В режиме *VBS* субметровая точность определений обеспечивается достаточно надежно с достаточно коротким периодом реинициализации даже в кинематическом режиме работы (в движении).

Эти результаты, несмотря на относительно короткий период проведения испытаний, в значительной степени соответствуют оценкам как самой фирмы *OmniSTAR BV*, так и согласуются с результатами экспериментов, полученными независимыми зарубежными организациями.

Заявленные характеристики точности достигаются в нормальных условиях радиовидимости *GPS* и геостационарных спутников, через которые доставляется корректирующая информация. В то же время отмечается значительная (десять минут) длительность периода реинициализации для высокоточного режима *HP* после потери слежения за сигналами геостационарных спутников или при временном ухудшении геометрических условий в условиях затенений или высокой динамики движения. Для достижения 10 см точности требуется ~30 мин для определения широты и высоты, и ~(60...120) мин для долготы. Инициализацию в кинематическом режиме на территории НАУ в режиме «*Stop&Go*» и в кинематическом режиме измерений в процессе движения на борту автомобиля выполнить не удалось.

Для окончательных выводов необходимо провести дополнительную серию измерений на борту таких объектов, как самолет, речное или морское судно и выполнить их анализ.

5.5 Центр спутниковых навигационных технологий Национального авиационного университета *GNSSLab*

Центр *GNSSLab* создан в Институте аэронавигации 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 *ICAO*, *IMO*, 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. 5.55.

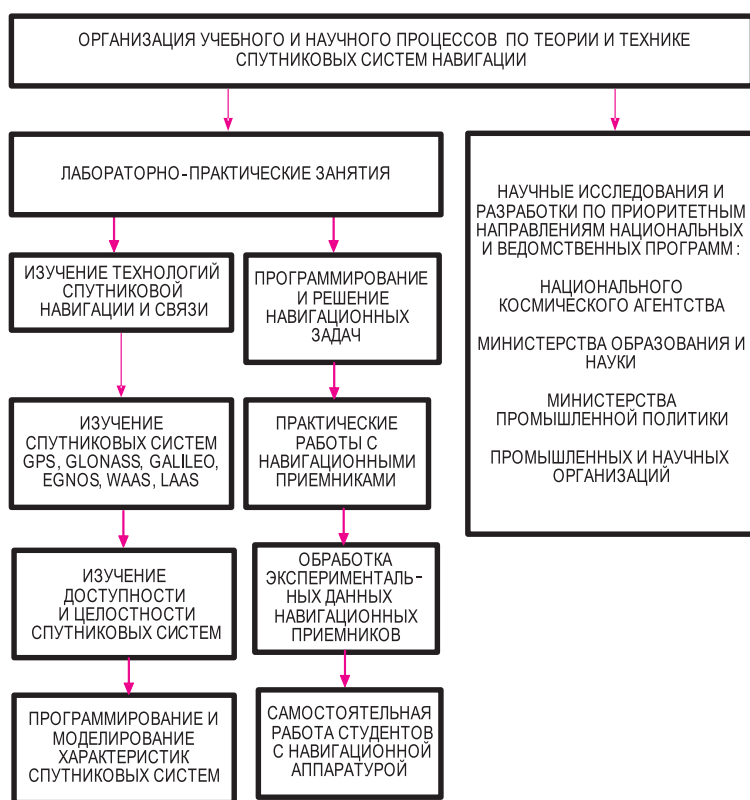


Рис. 5.55. Структурная схема организации учебного и научного процессов

Структура «Центра *GNSSLab*» показана на рис. 5.56

В центре выполняются научно-исследовательские 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 в спутниковых навигационных приемниках;

- 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 д.т.н., профессора В.П. Харченко; д.т.н. В.В. Кониная; д.т.н., профессора В.Г. Мелкумяна.

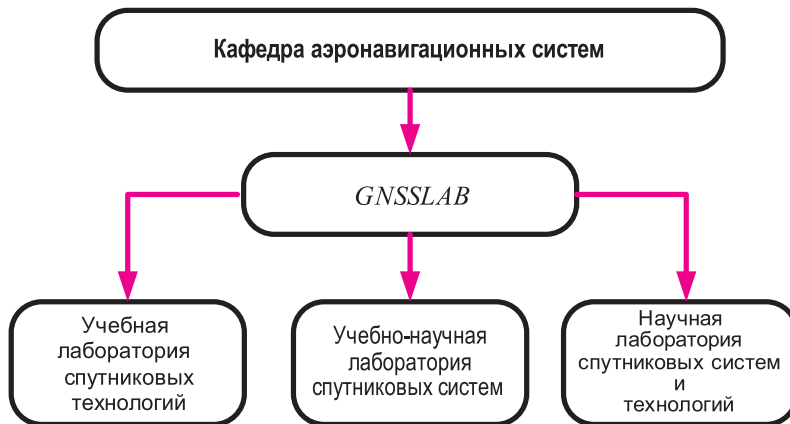


Рис. 5.56. Структура «Центра GNSSLab»

На рис. 5.57 показана одна из учебных лабораторий центра.



Рис. 5.57. Учебная лаборатория
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 500)

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. 5.58).

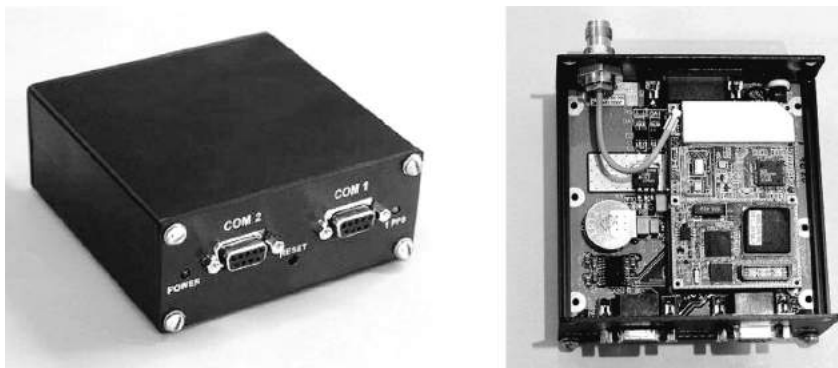


Рис. 5.58. Навигационный приемник из аппаратуры СН 4702 (размер платы 50x75 мм)
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 500)

Спутниковые навигационные станции *ProPak G2* и *ProPak-LB PLUS* компании *NovAtel Inc.*, выполняющие прием и обработку сигналов *GPS*, *SBAS* по 12 каналам на частоте *L1* и по 24 каналам на частотах *L1*, *L2* с опциями *VBS*, *HP OmniSTAR* соответственно (рис. 5.59).



Рис. 5.59. Навигационный приемник станции *ProPak G2* и *ProPak-LB PLUS*
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 501)

Спутниковый навигационный высокоточный геодезический комплекс *Trimble 5700* компании *Trimble*, выполняющий прием и обработку/постобработку сигналов *GPS*, *SBAS* на частотах *L1*, *L2* (рис. 5.60).



Рис. 5.60. Оборудование геодезического комплекса *Trimble 5700*
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 501)

Спутниковая навигационная станция *DL-4 plus* компании *NovAtel Inc.*, выполняющая прием и обработку сигналов *GPS, SBAS* по 24 каналам на частотах *L1, L2* (рис. 5.61).



Рис. 5.61. Спутниковая навигационная станция *DL-4 plus*
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 501)

Многоканальная 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. 5.62).



Рис. 5.62. Многоканальная станция *ProPak-V3*

12-канальный *GPS*-приемник *STARBOX* и 12-канальный *GPS*-приемник на базе модуля *u-blox* (рис. 5.63).

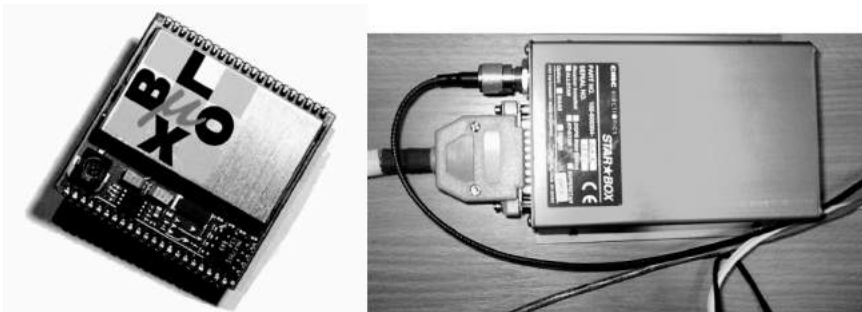


Рис. 5.63. Модуль *u-blox* и приемник *STARBOX*
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 502)

Оборудование центра используется как в учебном процессе, так и при проведении научных исследований и разработок.

На рис. 5.64 показано антенное поле НАУ для приема сигналов спутниковых навигационных систем всех типов.



Рис. 5.64. Фрагменты антенного поля НАУ
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 502)

На рис. 5.65. показан фрагмент станции мониторинга навигационного поля систем GPS, ГЛОНАСС, EGNOS, созданный в НАУ.



Рис. 5.65. Фрагмент станции мониторинга НАУ
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 502)

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 5.3.1);
- геодезический *GPS*-комплекс, имеющий субсантиметровую точность и низкую стоимость, функционирует в сети перманентных станций (рис. 5.66);
- система мониторинга и управления транспортными средствами (рис. 5.67);
- интерфейса системы мониторинга и управления транспортными средствами (рис. 5.68);
- транспортные бортовые *GPS*-приемники (рис. 5.69);
- адаптивная к помехам антенная решетка (рис. 5.70).

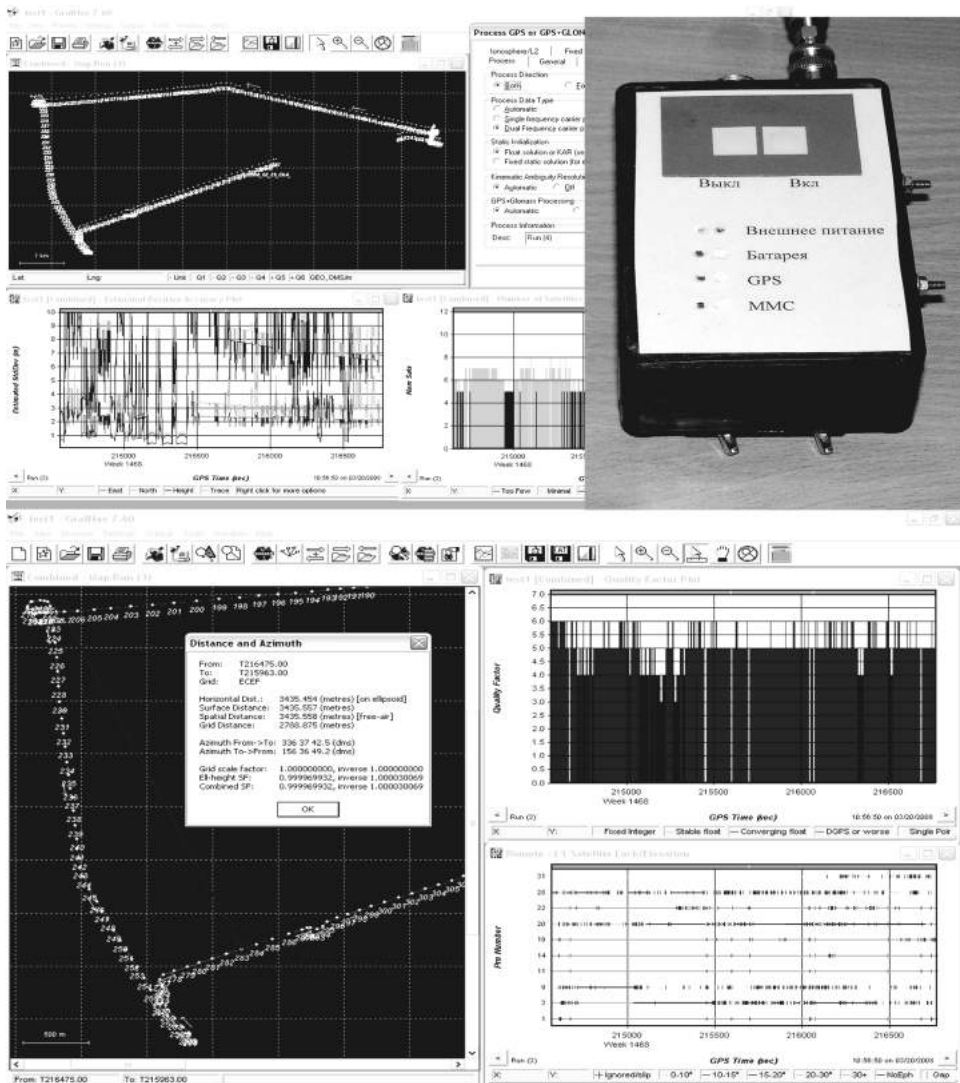


Рис. 5.66. Составляющие геодезического *GPS*-комплекса: приемник-ровер и результаты постобработки в среде *GrafNav/GrafNet* (рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 503)



Рис. 5.67. Система управления транспортными средствами (монитор диспетчера)
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 504)

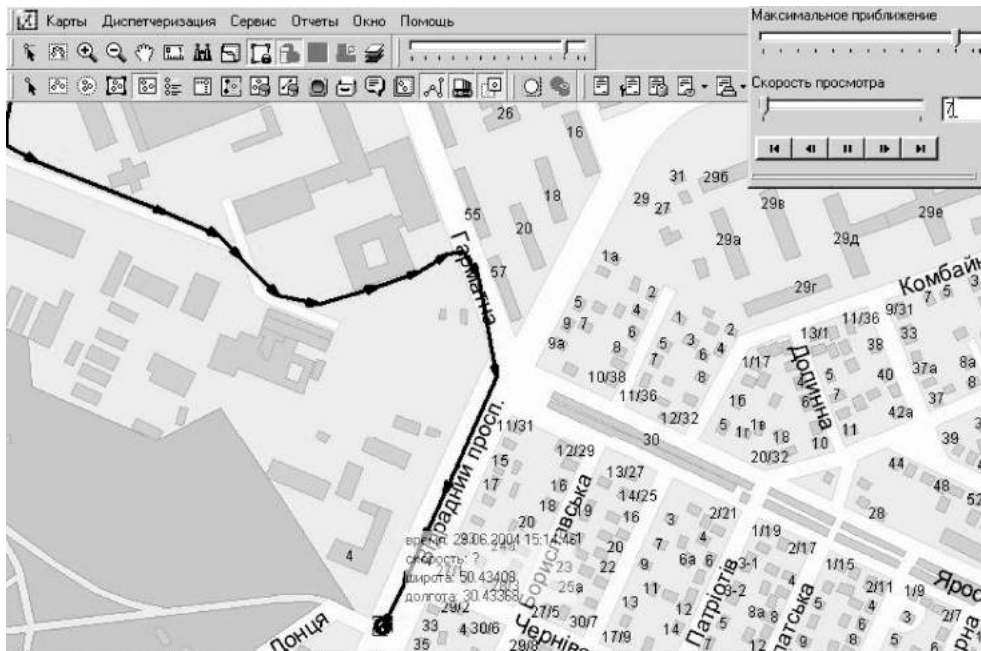


Рис. 5.68. Фрагмент интерфейса системы мониторинга и управления транспортными средствами
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 504)

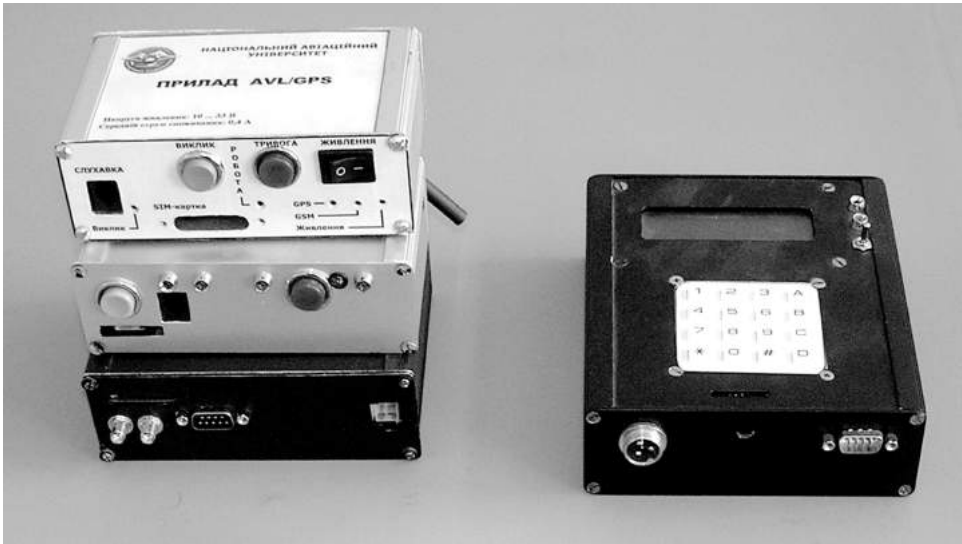


Рис. 5.69. Модификации бортовых GPS-приемников
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 505)

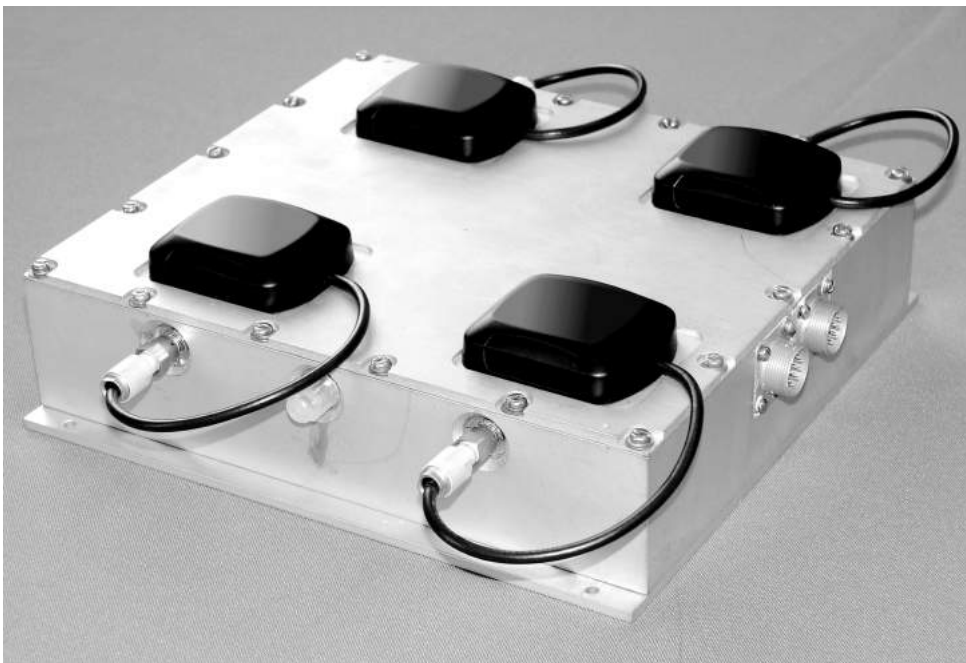


Рис. 5.70. Адаптивная к помехам антенная решетка
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 505)

Среди программных продуктов отметим:

- САПР для проектирования микроволновых цепей антенных решеток (рис. 5.71);
- программы преобразования данных навигационных спутников (рис. 5.72 - 5.74).

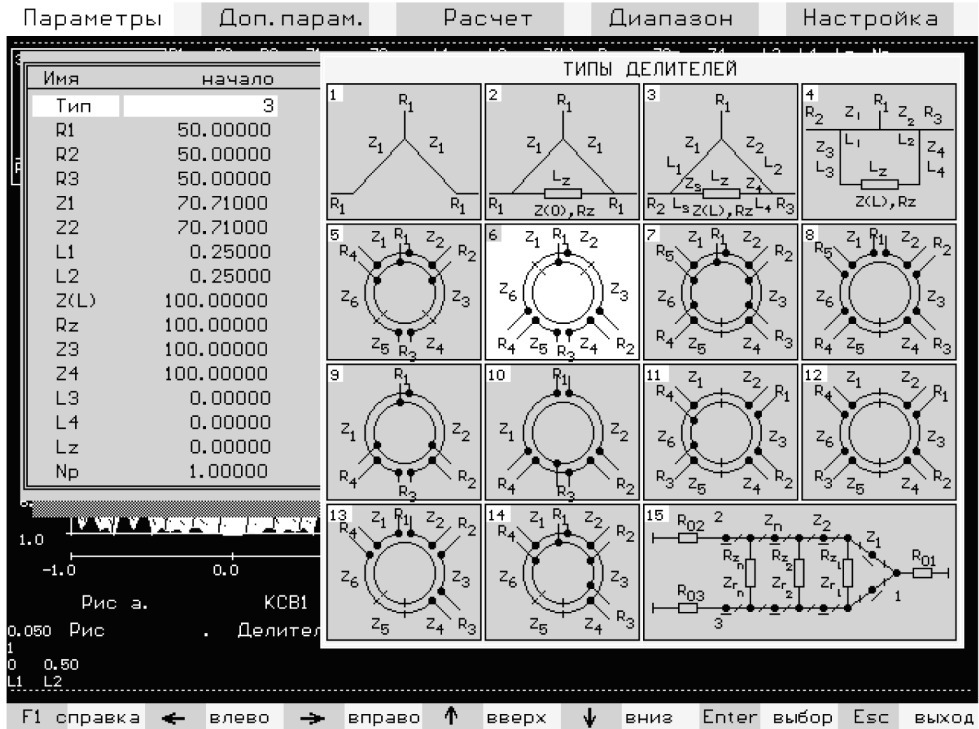


Рис. 5.71. Фрагмент интерфейса САПР для проектирования микроволновых цепей

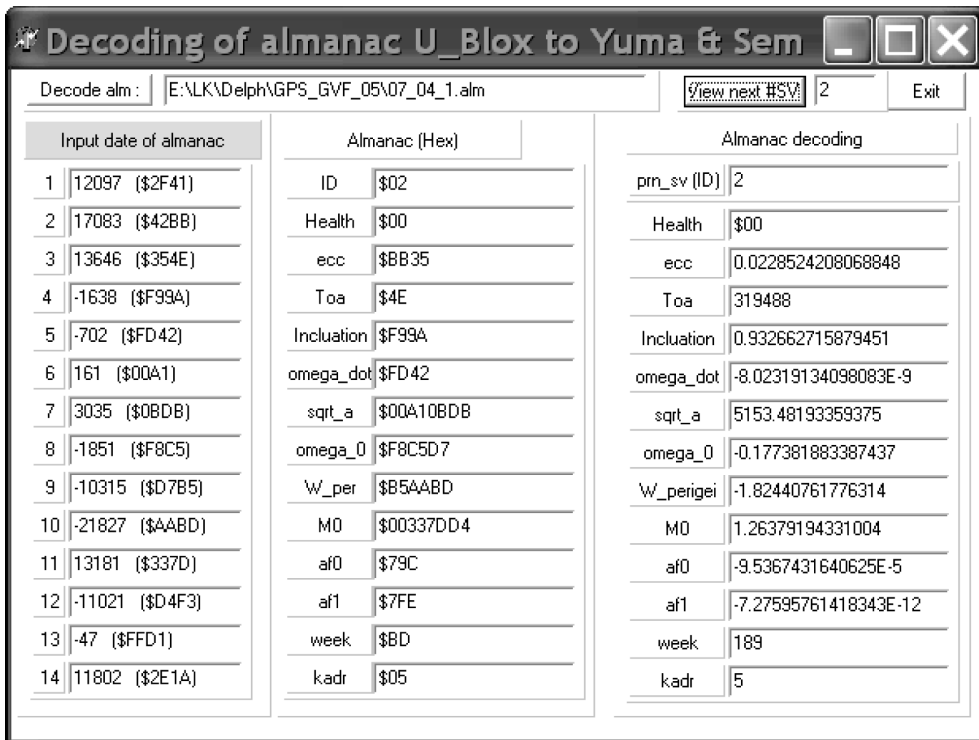


Рис. 5.72. Конвертор альманаха спутников GPS

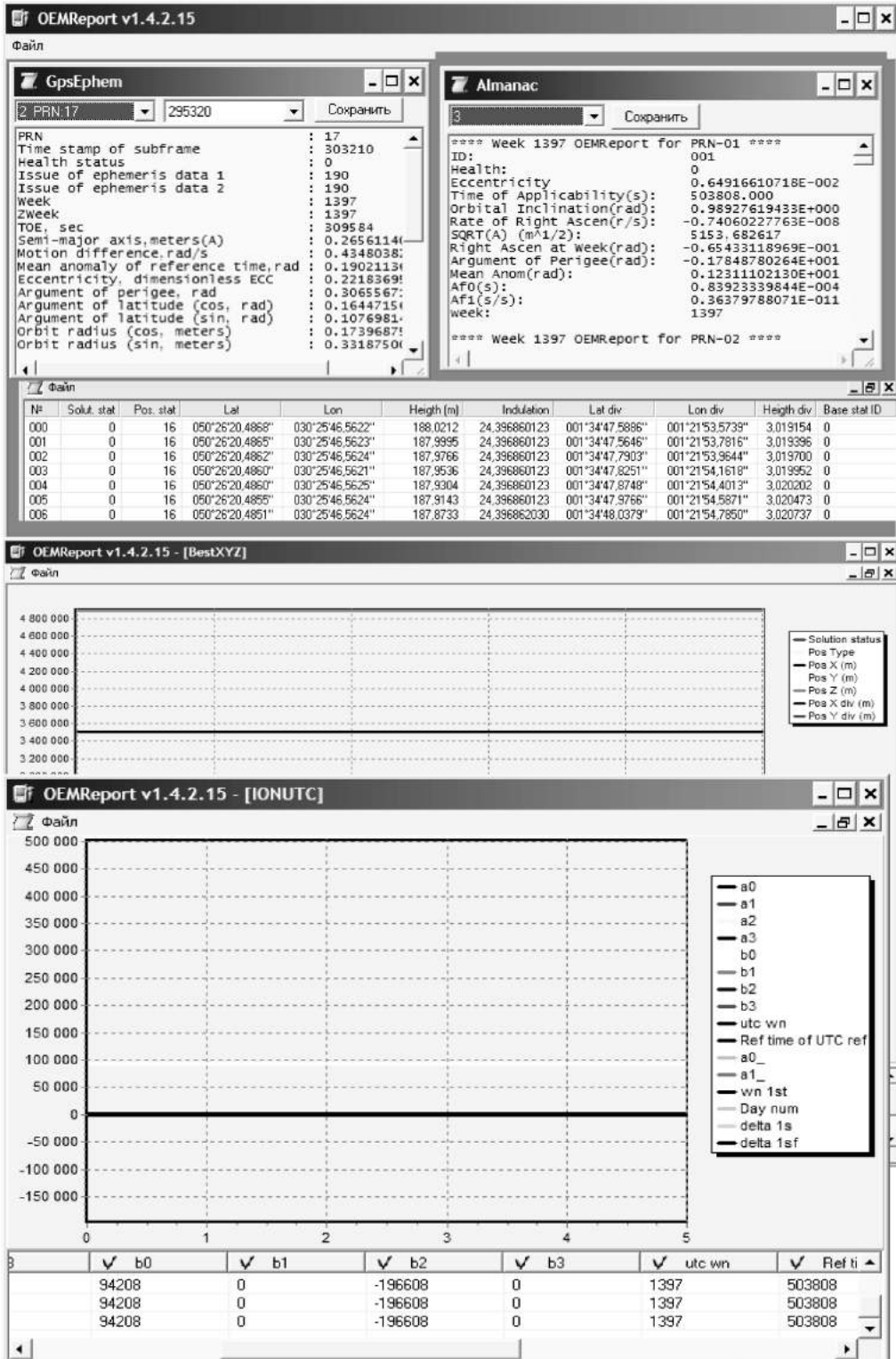


Рис. 5.73. Конвертор для преобразования бинарных файлов в десятичный формат

Input date of ephemeris (Hex)		Input date of ephemeris (BIN)		Строка 1 - ephemeris (Hex)		Строка 1 - ephemeris (Dec)	
1	2 (\$0002)	1	0000 0000 0000 0010	№ SV	\$02	№ SV	2
2	37 (\$0025)	2	0000 0000 0010 0101	Z-отсчет	\$00004BA1	Z-отсчет	19361
3	-12121 (\$D0A7)	3	1101 0000 1010 0111	R18-R19	\$01	R18-R19	1
4	12112 (\$2F50)	4	0010 1111 0101 0000	№ строки	\$01	№ строки	1
5	60 (\$003C)	5	0000 0000 0011 1100	Wn	\$8D	Wn	189
6	17821 (\$459D)	6	0100 0101 1001 1101	C/A (L2)	\$01	C/A (L2)	1
7	16237 (\$3F6D)	7	0011 1111 0110 1101	URA	\$00	URA	0
8	-714 (\$FD36)	8	1111 1101 0011 0110	Сост SV	\$00	Сост SV	0
9	27397 (\$6B05)	9	0110 1011 0000 0101	IDDC	\$8F	IDDC	191
10	-3569 (\$F20F)	10	1111 0010 0000 1111	L2 (P)	\$00	L2 (P)	0
11	-833 (\$FCBF)	11	1111 1100 1011 1111	Tgd	\$FFFFFFC	Tgd	-1.86264514923096E-9
12	7649 (\$1DE1)	12	0001 1101 1110 0001	Toc	\$00001DE1	Toc	122384
13	255 (\$00FF)	13	0000 0000 1111 1111	af2	\$00	af2	0
14	-14349 (\$C7F3)	14	1100 0111 1111 0011	af1	FFC7	af1	-6.48014975013211E-12
15	-17942 (\$B9EA)	15	1011 1001 1110 1010	af0	\$FFFC EE7A	af0	-9.36416909098625E-5
16	2 (\$0002)	16	0000 0000 0000 0010	Строка 2 - ephemeris (Hex)		Строка 2 - ephemeris (Dec)	
17	37 (\$0025)	17	0000 0000 0010 0101	№ SV	\$02	№ SV	2
18	-11931 (\$D129)	18	1101 0001 0010 1001	Z отсчет	\$00004BA2	Z отсчет	19362
19	-16386 (\$BFFE)	19	1011 1111 1111 1110	R18-R19	\$01	R18-R19	1
20	1338 (\$053A)	20	0000 0101 0011 1010	№ стр	\$02	№ стр	2
21	30624 (\$77A0)	21	0111 0111 1010 0000	IDDE	\$8F	IDDE	191
22	5952 (\$1740)	22	0001 0111 0100 0000	Crs	FE05	Crs	-15.84375
23	-27906 (\$92FE)	23	1001 0010 1111 1110	Delta_n	3A77	Delta_n	5.34557980771279E-9
24	-23541 (\$A40B)	24	1010 0100 0000 1011	M0	A0174092	M0	-2.35396521077391
25	-19982 (\$B1F2)	25	1011 0001 1111 0010	Cuc	FEA4	Cuc	-6.48200511932373E-7
26	11278 (\$2C0E)	26	0010 1100 0000 1110	ecc	BB1F22C	ecc	0.0228419951163232
27	-30559 (\$88A1)	27	1000 1000 1010 0001	Cus	0E98	Cus	6.92903995513916E-6
28	3151 (\$0C4F)	28	0000 1100 0100 1111	sqrt(A)	A10C4FCC	sqrt(A)	5153.53896331787
29	-13283 (\$CC1D)	29	1100 1100 0001 1101	Toe	\$1DE1	Toe	122384
30	-7901 (\$E123)	30	1110 0001 0010 0011	Fit	\$00	Fit	0
31	2 (\$0002)	31	0000 0000 0000 0010	A0DD	\$08	A0DD	8
32	37 (\$0025)	32	0000 0000 0010 0101	Строка 3 - ephemeris (Hex)		Строка 3 - ephemeris (Dec)	
33	-11857 (\$D1AF)	33	1101 0001 1010 1111	№ SV	\$02	№ SV	2

Рис. 5.74. Конвертор эфемерид для приемника *u-blox*

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.



GNSS @ MatLab*

6.1 Сигналы GNSS

6.1.1 Псевдослучайный код спутников *GPS*

6.1.2 Псевдослучайный код спутников ГЛОНАСС

6.2 Преобразование координат

6.3 Время

6.4 Орбитальное движение навигационных спутников

6.4.1 Иллюстрация размножения эфемерид спутников ГЛОНАСС

6.4.2 Орбитальное движение спутников *GPS*

6.4.3 Орбитальное движение спутников ГЛОНАСС

6.5 Преобразование данных навигационных спутников

6.5.1 Преобразование данных альманаха приемника СН 4701 в формат *YUMA*

6.5.2 Декодирование данных альманаха спутников *GPS*

6.5.3 Видимость навигационных спутников *GPS* и ГЛОНАСС

6.6 Декодирование и расшифровка данных спутников ГЛОНАСС

6.7 Решение навигационной задачи

6.8 Расчет координат спутников ГЛОНАСС по данным эфемерид на любой момент времени с одновременным решением навигационной задачи

6.9 Геометрический фактор

*Раздел подготовлен с участием ведущего инженера-программиста Центрального НИИ навигации и управления Л.А. Кониной.

6.1 Сигналы GNSS

Относительная фазовая манипуляция. Метод иллюстрируется в среде систем *Simulink* и *MatLab*, использует алгоритмы перекодировки (2.5) и (2.6). На рис. 6.1 собрана схема, реализующая перекодировку данных.

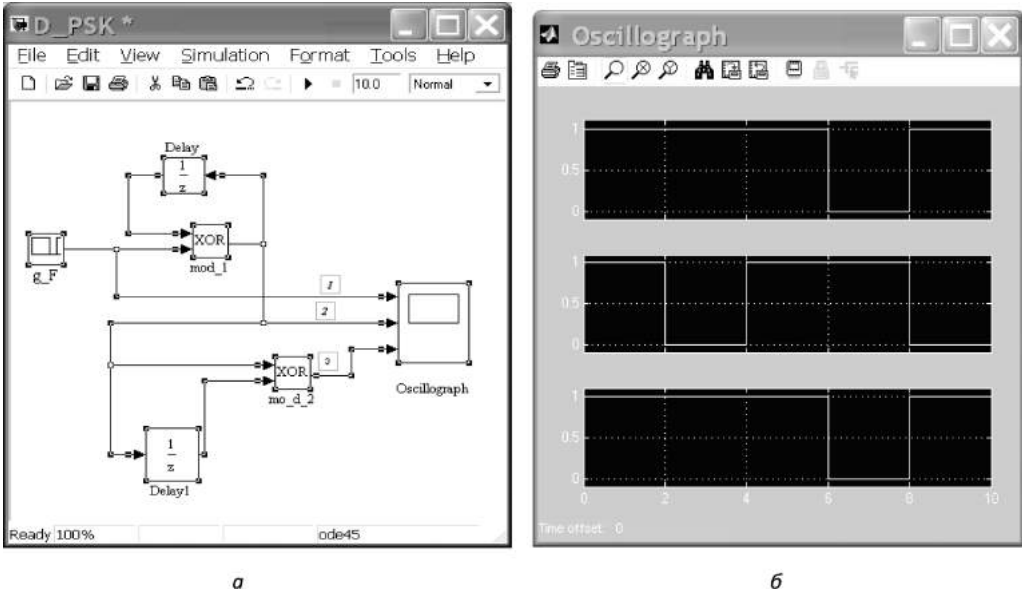


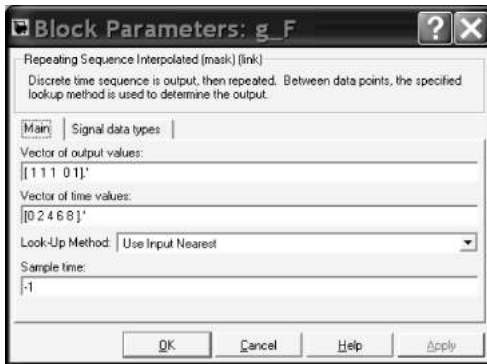
Рис. 6.1. Перекодировки данных: а - схема; б - результат работы схемы

Блок g_F содержит данные (символы), которые требуется перекодировать. Символы в сигнальной форме изображены на рис. 6.1б в канале 1, в символьном виде в строке блока параметров рис. 6.2а, как вектор-столбец $[11101]^T$. Блоки $delay$ выполняют задержку на один символ, блоки mo_d сумматоры по модулю 2. Их параметры заданы в блоках параметров на рис. 6.2а и 6.2б соответственно. Выполнение алгоритма (2.5) осуществляется в канале 2, алгоритма (2.6) - в канале 3 на рис. 6.1. Как следует из рис. 6.1б, восстановленный сигнал (канал 3) соответствует исходному (канал 1).

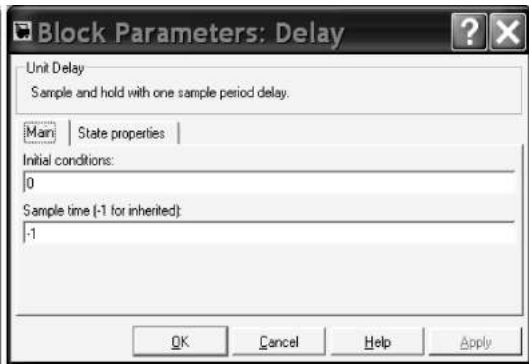
Процедура перекодировки по алгоритмам (2.5) и (2.6) в виде m -файла имеет вид:

```
% m - файл процедура перекодировки
% Алгоритм (2.5)
% входная последовательность
a=[1 1 1 0 1];
% выходная последовательность
aout(1)=a(1);
i = 1;
for i = 2 : 5
    aout(i)=xor(a(i),aout(i-1));
end
aout % вывод выходной последовательности в командное окно
% Алгоритм (2.6)
b(1) = aout(1);
for i = 2 : 5
    b(i) = xor(aout(i-1), aout(i));
end
b % вывод обратного преобразования в командное окно
```

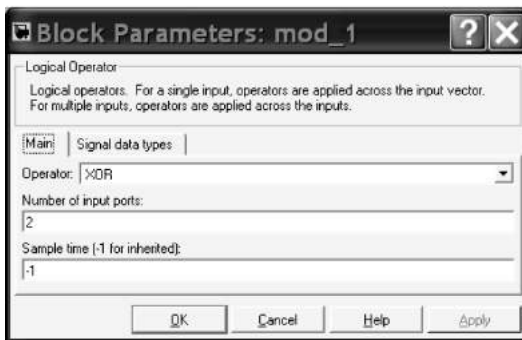
Выполнение m -файла изображено на рис. 6.2г.



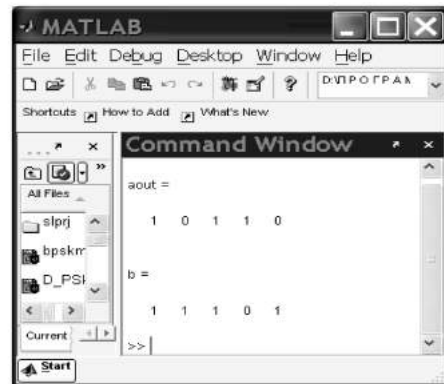
а



б



в



г

Рис. 6.2. Параметры:

а - блока g_F ; б - блоков del_a ; в - блоков mod ; г - командное окно *MatLab*.

Как и следовало ожидать, результаты перекодировки в системах *Simulink* и *MatLab* одинаковые.

6.1.1 Псевдослучайный код спутников GPS

Формирование псевдослучайного кода спутников GPS выполняется функцией `cod_GPS`, написанной по данным раздела 2.

```
function [cod, cod_bin, column_7, n] = cod_GPS(Sv_id, n);
%{
Имя: cod_GPS
Функция предназначена для генерации псевдослучайного кода
любого спутника GPS генерация 37 C/A кодов
Sv_id - номер спутника
cod - вектор, содержащий выходную последовательность
g2s - вектор, содержащий соответствующее значения сдвига кода g2 для
получения кода C/A требуемого спутника (например,
для Sv_id=25 - используется сдвиг =513)
n- количество символов в последовательности
%}
% сдвиг кода в соответствии с ICD-GPS-200C для 37 значений
g2s=[5;6;7;8;17;18;139;140;141;251;252;254;255;256;257;258;...
469;470;471;472;473;474;509;512;513;514;515;516;859;...
860;861;862;863;950;947;948;950];
g2shift=g2s(Sv_id);
%{
генерация последовательности G1 согласно рис. 4.10
n = 20;
%}
% начальное состояние регистра сдвига
shift_reg=-ones(1,10);
for i=1:n
    g1(i)=shift_reg(10); % последовательность G1
    % сложение (заменено умножением) по модулю 2 третьего и 10 разрядов
    % регистра
    modulo2=shift_reg(3)*shift_reg(10);
    % сдвиг разрядов 1:9
    shift_reg(2:10)=shift_reg(1:9);
    % присвоение modulo2 первому разряду регистра
    shift_reg(1)=modulo2;
end
g1;
% генерация кода G2 согласно рис. 4.10
% начальное состояние регистра сдвига
shift_reg=-ones(1,10);
for i=1:n
    g2(i)=shift_reg(10); % последовательность G2
    % сложение (заменено умножением) по помодулю 2 второго,3,6,8,9,10
    % разрядов регистра
    modulo2=shift_reg(2)*shift_reg(3)*shift_reg(6)*shift_reg(8)...
    *shift_reg(9)*shift_reg(10);
    % сдвиг разрядов 1:9
    shift_reg(2:10)=shift_reg(1:9);
    % присвоение modulo2 первому разряду регистра
    shift_reg(1)=modulo2;
end
g2;
[G1_G2] = [g1; g2]';
% сдвиг G2 на соответствующее номеру спутника число бит
g2tmp(1:g2shift)=g2(n-g2shift+1:n);
g2tmp(g2shift+1:n)=g2(1:n-g2shift);
% сохранение сдвинутого кода
g2=g2tmp;
% формирование C/A кода поразрядным умножением G1 и G2
```

```

cod=g1.*g2;
% формирование кода спутника GPS в двоичных символах
cod_bin=-(cod-1)/2;
% формирование контрольного числа согласно в соответствии с ICD-GPS-200C
str=sprintf('%d',cod_bin(1:10));
column_7=dec2base(bin2dec(str),8,4);

```

Примеры применения функции *cod_GPS*

```

% Пример R1_cod_GPS.m
% Входные данные
Sv_id=2;% номер спутника
n=1023;% количество символов
[cod, cod_bin,column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
% Выходные данные
cod= cod(1:11) % 11 символов
cod_bin=cod_bin(1:11) % 11 символов в бинарном виде (0 и 1)
column_7% восьмеричное число первых 10 символов спутника №2

```

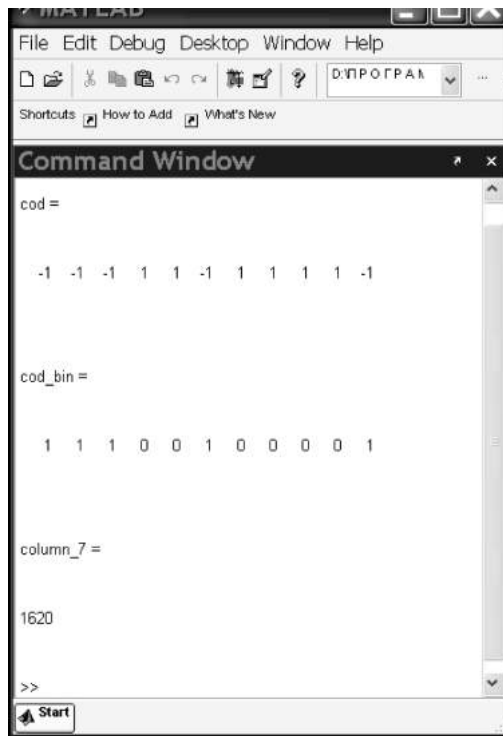


Рис. 6.3. Результат выполнения *m*-файла *R1_cod_GPS.m*

```

clear
% Пример R2_cod_GPS.m
% Расчет кодов любого или всех спутников
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),col_7(Sv_id,:),n]=cod_GPS(Sv_id,n);
end
cod1=cod(1:23,10:30) % вывод в командное окно кодов 23 спутников в символах +1 и -1
cod2=cod_bin(1:23,10:30)' % вывод в командное окно кодов 23 спутников в символах 1 и 0
col_7(1:5,:) % вывод в командное окно восьмеричных значений кодов 1...5 спутников
%{

```

Результаты выполнения примера, скопированные из командного окна

```

cod1 =
 1 -1 -1 -1 1 1 -1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1 -1 -1 -1 1 1 -1
 1 -1 -1 -1 1 1 1 1 1 -1 -1 -1 -1 -1 1 -1 1 1 -1 -1 1
 1 -1 -1 -1 1 1 1 -1 1 1 1 1 -1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1
 1 -1 -1 -1 1 1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1 -1 -1 -1 -1 1
-1 1 1 1 -1 1 1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1 -1 1 -1 1 -1
-1 1 1 1 -1 -1 1 -1 1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1 1 1 -1 1 1
-1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1 -1 1 -1 1
 1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 -1 -1 -1 1 1 -1 -1 1 -1 1 -1 -1 -1
 1 -1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1 1 1 1 -1 -1 -1 -1 1 1 1 -1
 1 -1 1 -1 1 1 1 -1 1 1 -1 -1 -1 1 1 1 1 -1 -1 1 -1
 1 1 -1 -1 1 1 1 -1 -1 1 -1 1 -1 1 1 1 -1 -1 -1 1 1
 1 1 -1 -1 1 1 -1 -1 -1 -1 1 -1 1 -1 -1 1 -1 1 1 -1 1
 1 -1 -1 1 1 1 1 1 -1 -1 1 -1 -1 -1 -1 -1 1 1 -1 -1 -1
-1 -1 -1 -1 -1 1 1 -1 1 -1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1 -1
 1 1 -1 -1 1 -1 1 -1 -1 1 1 -1 -1 1 1 -1 1 -1 1 -1 -1
 1 1 1 1 1 1 1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1 1 1 -1 -1 -1 -1 -1
-1 1 1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 1 1 1 1 1 1 -1 1 -1
-1 1 -1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1 -1 1 1 -1 -1 1 1 1
-1 1 1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 -1 1 1 -1 1 -1 1 -1 -1 1
 1 1 1 1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 -1 -1 1 -1 -1 1 1 1 -1
-1 -1 1 1 -1 1 -1 1 1 -1 1 -1 1 1 -1 1 1 1 1 -1 1
-1 -1 -1 1 -1 -1 -1 -1 1 1 1 1 1 -1 -1 1 1 -1 -1 -1 -1

cod2 =
 0 0 0 0 1 1 1 0 0 0 0 0 0 0 1 0 0 1 1 1 0 1 1
 1 1 1 1 0 0 1 0 1 1 1 0 1 1 0 0 1 0 0 0 1 1
 1 1 1 1 0 0 1 1 0 0 1 1 0 1 1 0 0 1 0 0 0 1
 1 1 1 1 0 0 1 1 1 1 0 1 1 0 1 1 0 0 0 1 0 0 0
 0 0 0 0 1 1 1 0 0 0 0 0 0 0 1 0 0 1 1 1 0 1 1
 0 0 0 0 0 1 1 1 0 0 0 1 0 0 0 1 0 0 1 1 1 0 1
 1 0 0 0 0 0 1 1 1 0 0 0 1 0 0 0 0 0 0 1 1 1 1
 0 0 1 1 0 1 1 0 0 1 1 1 1 0 1 1 0 1 1 1 0 0 1
 1 0 0 1 1 0 1 1 0 0 1 1 1 1 0 1 1 0 1 1 1 0 0
 0 1 0 0 1 1 0 1 1 0 0 1 1 1 1 0 0 1 0 1 1 1 0
 0 1 0 1 0 0 1 1 0 1 1 0 0 0 0 0 0 1 0 1 0 0 0
 1 1 0 1 1 1 0 0 0 1 0 0 1 1 1 1 0 1 0 1 0 1 0
 0 1 1 0 1 1 0 0 0 1 1 0 0 1 1 1 1 0 1 0 1 0 0
 0 1 0 0 0 0 1 1 1 0 0 1 1 1 0 0 0 0 1 0 1 0 1
 1 0 1 0 0 0 0 1 1 0 0 0 1 1 1 0 0 0 0 1 0 1 1
 1 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 0 0 1 1 1 1 0 0 0 1 0 0
 1 0 0 1 1 1 1 1 1 0 1 1 1 1 0 0 1 0 1 1 1 0 0
 1 0 1 1 0 0 1 0 0 1 1 0 0 0 0 1 1 0 1 0 0 0 1
 0 1 0 1 1 0 0 1 0 1 1 0 0 0 0 0 1 1 0 1 0 0 1
 0 1 0 1 0 0 1 1 0 0 0 0 1 1 1 1 1 0 0 1 0 1 1
 1 0 1 0 1 0 0 1 1 1 0 0 0 1 1 1 1 1 0 0 1 0 1

```

ans =

1440

1620

1710

1744

1133

%{

clear

% Пример Pr3_cod_GPS

% Визуализация кода GPS

n=1023;

for Sv_id=1:37

```

[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
M_P=cod_bin(2,1:30);
M_P1=cod(2,1:30);
stem(M_P),axis([0 30 -0.1 1.1])
xlabel('Код GPS в двоичных символах','FontName','Times New Roman','FontSize',12)
grid
figure
stem(M_P1),axis([0 30 -1.1 1.1])
xlabel('Код GPS в символах «1»,»-1»','FontName','Times New Roman','FontSize',12)
grid

```

Графическое изображение 30 первых символов кода спутника GPS приведено на рис. 6.4.

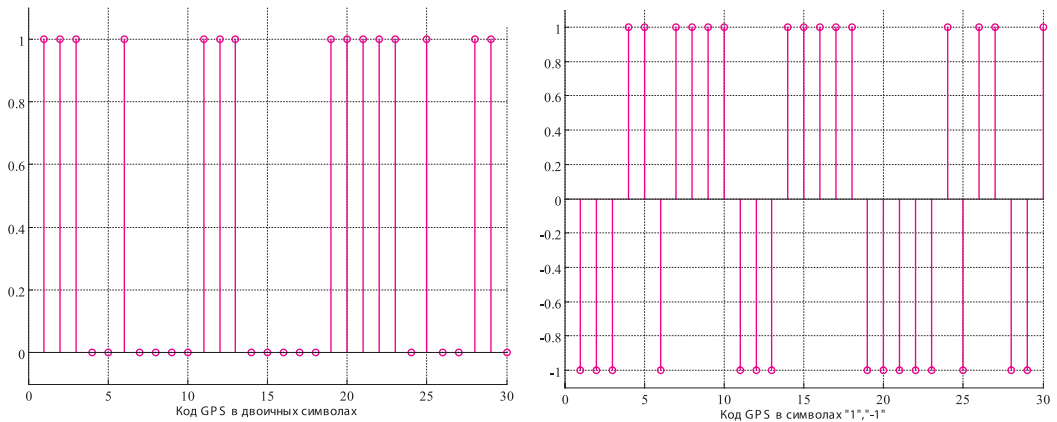


Рис. 6.4. Код спутника GPS

```

clear
% Пример Pr4_cod_GPS.m
% Дискретизация кода спутника GPS
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
Cod3=cod(3,:);
% Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod3)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
F_mod1=Cod3(floor(Fd*t)+1);%код
A_2=F_mod1(1:n);%код GPS
subplot(1,2,1),stem(cod(3,1:30)),axis([0 30 -1.1 1.1])
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid
subplot(1,2,2),stem(A_2(1:60)),axis([0 60 -1.1 1.1])
xlabel('b','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid

```

Результат выполнения файла изображен на рис. 6.5.

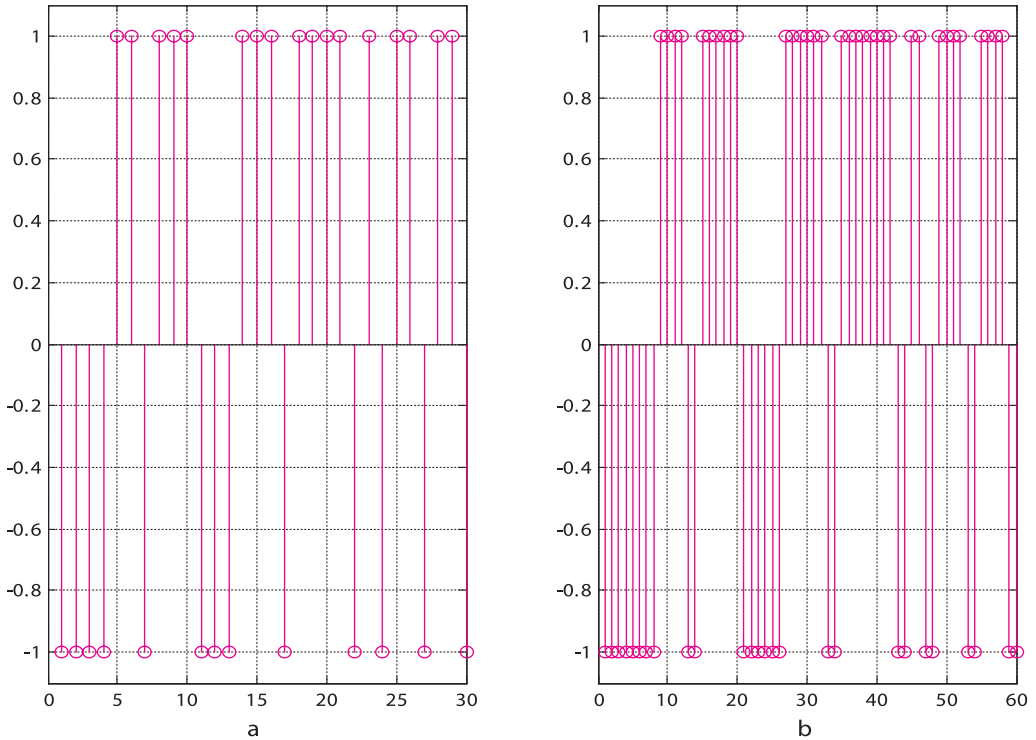


Рис. 6.5. Тридцать символов кода спутника GPS №3:
а - без дискретизации, б - частота дискретизации 2

```

clear
% Имя файла: Pr5_cod_GPS.m
% Автокорреляционная функция кода GPS
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
Cod4 = cod(4,:);
%Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod4)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
F_mod1 = (1/sqrt(FsFd))*Cod4(floor(Fd*t)+1);%код
m=n*FsFd;
nm=1023*FsFd;
A_2=F_mod1(1:m);%код GPS
[CorA2,lags]=xcorr(A_2,nm); % автокорреляция кода GPS
% Графика сигналов
subplot(1,2,1),plot(CorA2), axis([ 0 2*nm -100 1100])
xlabel('а','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(1,2,2), plot(CorA2), axis([ 0 nm -150 150])
xlabel('б','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on

```

Результат выполнения файла изображен на рис. 6.6.

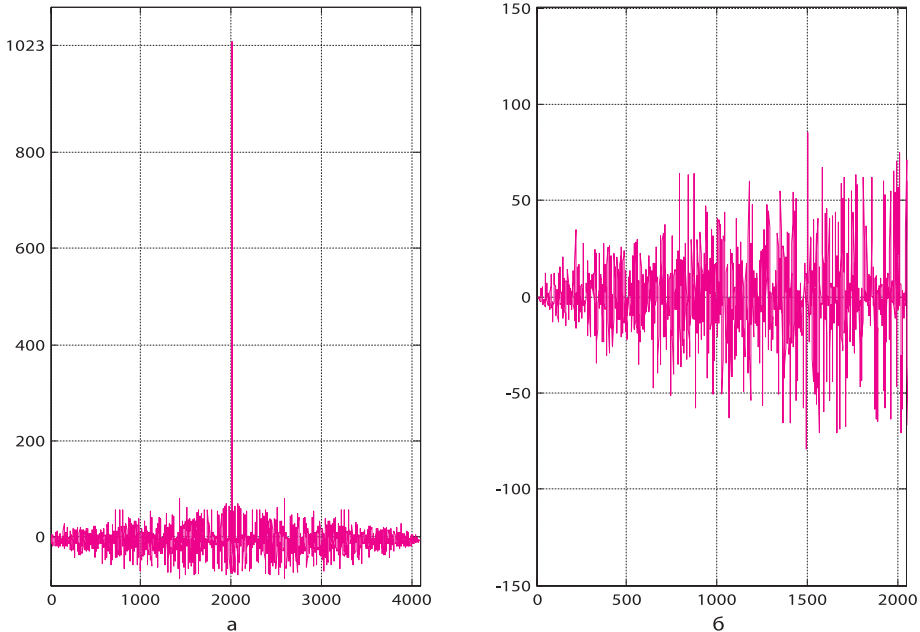


Рис. 6.6. Автокорреляционная функция кода GPS: а - автокорреляция кода сигнала спутника №4; б - боковые лепестки функции автокорреляции

```

clear
%Имя файла:Pr6_cod_GPS.m
%Взаимная корреляция кодов спутников GPS
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
Cod24 = cod(24,:);
Cod13 =cod(13,:);
%Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod24)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
F_mod1 = (1/sqrt(FsFd))*Cod24(floor(Fd*t)+1);%код
F_mod3 = (1/sqrt(FsFd))*Cod13(floor(Fd*t)+1);%код
m=n;
m=n*FsFd;
nn=1023*FsFd;
A_2=F_mod1(1:m);%код GPS
A_3=F_mod3(1:m);%код GPS
Cor_13_24 = xcorr(A_2,A_3,nn);%взаимная корреляция кода 13 и 24
Cor_13_24_1 = xcorr(A_2(1:1023),A_3(1:1023),nn/2);
%Графика сигналов
subplot(1, 2, 1), plot(Cor_13_24),axis([0 2*nn -100 100])
xlabel('а ','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(1, 2, 2), plot(Cor_13_24_1),axis([0 nn -100 100])
xlabel('б ','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on

```

Результат выполнения файла изображен на рис. 6.7.

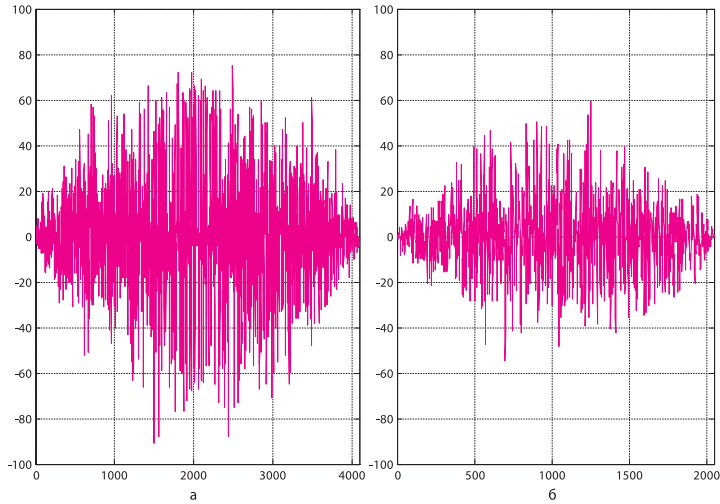


Рис. 6.7. Взаимная корреляция сигналов спутников № 13 и 24: а - на всем интервале одного периода кода; б - на половине интервала одного периода кода

```

clear
% Имя файла: Pr7_cod_GPS.m
% Взаимная корреляция кода и копии кода спутников GPS
n=1024*2;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)= column_7;
end
Cod24 = cod(24,:);
%Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod24)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
F_mod1 = (1/sqrt(FsFd))*Cod24(floor(Fd*t)+1);%код
m=n*FsFd;
nm=1023*FsFd;
A_2=F_mod1(1:m);%код GPS
Cor_24 = xcorr(A_2(500:2546),nm);%автокорреляция кода спутника
Cor_24_24_2 = xcorr(A_2(500:2546),A_2(500:2546),nm);%автокорреляция кода спутника с точной копией
Cor_24_24_2 = xcorr(A_2(498:2540),A_2(500:2546),nm);%взаимная корреляция кода с задержанной на 2 отсчета копией кода
Cor_24_24_1 = xcorr(A_2(502:2548),A_2(500:2536),nm);%взаимная корреляция кода с опережающей на 2 отсчета копией кода
% Графика сигналов
subplot(4, 1, 1), stem(Cor_24_24),axis([ 2040 2055 -100 1100])
xlabel('а','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4, 1, 2), stem(Cor_24),axis([ 2040 2055 -100 1100])
xlabel('б','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3), stem(Cor_24_24_2),axis([ 2040 2055 -100 1100])
xlabel('в','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4, 1, 4), stem(Cor_24_24_1),axis([2040 2055 -100 1100])
xlabel('г','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on

```

Результат выполнения файла изображен на рис. 6.8.

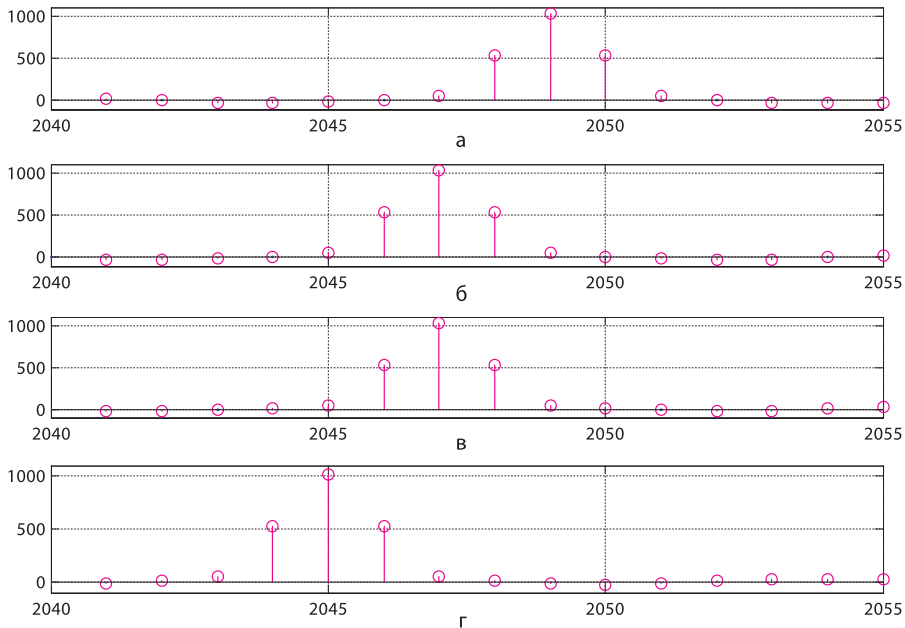


Рис. 6.8. Взаимная корреляция кода и копии кода сигнала спутника №24: а - копия опережает код на 2 отсчета; б - автокорреляция кода сигнала; в - взаимная корреляция кода и копии; г - копия отстает от кода сигнала на 2 отсчета

Пример *m*-файла для исследования корреляционных свойств суммы сигналов. В файле моделируется ситуация, когда в зоне видимости находятся спутники, изображенные на рис. 6.9. Спутники, данные которых обрабатывает приемник, имеют номера 2, 4, 5, 9, 14, 17, 24, 30. Спутник 26 «не видим» приемником. Результаты выполнения *m*-файла изображены на рис. 6.10.

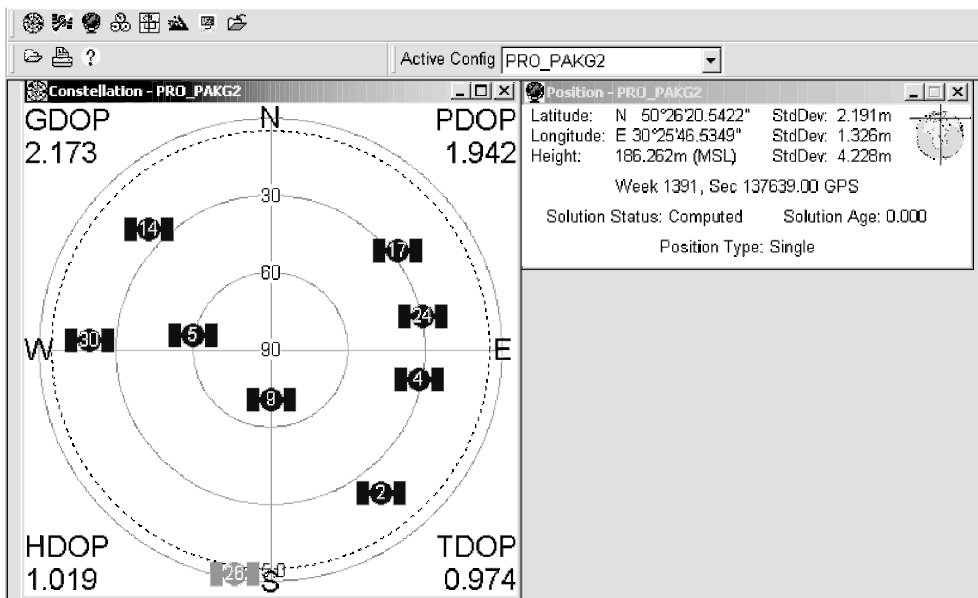


Рис. 6.9. Видимые спутники GPS с номерами 2, 4, 5, 9, 14, 17, 24, 30

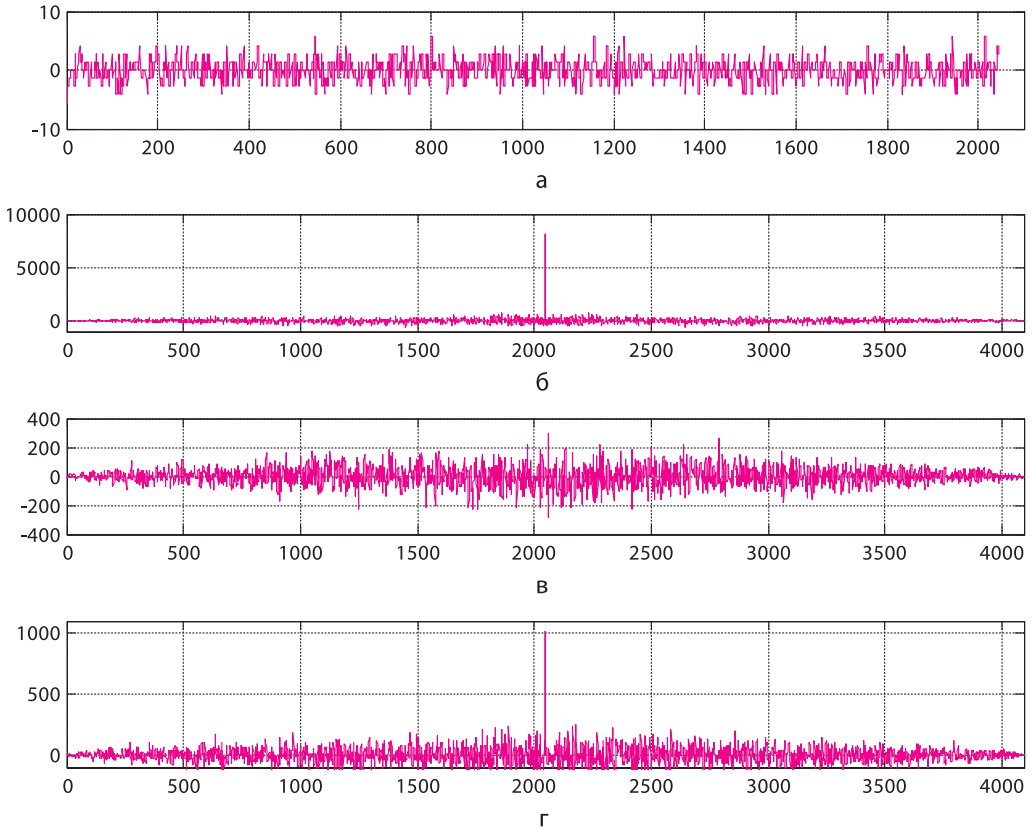


Рис. 6.10. Корреляционные характеристики сумм сигналов:
 а - сумма кодов 8 спутников; б - автокорреляция суммы кодов 8 спутников;
 в - корреляция суммы кодов 8 спутников и спутника 26;
 г - корреляция суммы кодов 8 спутников и спутника 9

```

clear
%Имя файла:Pr8_CodGPS.m
% программа позволяет исследовать корреляционные свойства суммы сигналов
% спутников GPS
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
Cod9=cod(9,:);
col_7(37,:);
Cod26=cod(26,:);
M_P=cod_bin(37,:);
% Сумма кодов видимых спутников 2, 4, 5, 9,14, 17, 24, 30
Cod_Sum=cod(2,:)+cod(4,:)+cod(5,:)+cod(9,:)+cod(14,:)+...
cod(17,:)+cod(24,:)+cod(30,:);
%Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod9)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
F_mod26=(1/sqrt(FsFd))*Cod26(floor(Fd*t)+1);%код спутника 26, находящегося вне зоны
%видимости
F_mod9=(1/sqrt(FsFd))*Cod9(floor(Fd*t)+1);%код

```

```

% сумма кодов 8 спутников 2, 4, 5, 9,14, 17, 24, 30
Sym_Cod = (1/sqrt(FsFd))*Cod_Sym(floor(Fd*t)+1);
%k=0;%сдвиг кода
m=n*FsFd;
nn=1023*FsFd;
A_26=F_mod26(1:m);%код GPS
A_9=F_mod9(1:m);%код GPS
Cor_Sym = xcorr(Sym_Cod,nn);%автокорреляция суммы кодов 8 спутников
Cor_26_Sym = xcorr(Sym_Cod,A_26,nn);%взаимная корреляция
Cor_9_Sym = xcorr(Sym_Cod,A_9,nn);%взаимная корреляция
%Графика сигналов
subplot(4,1,1) , plot(Sym_Cod,axis([ 0 2100 -10 10])
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2) , plot(Cor_Sym,axis([ 0 2*nn -1000 10000])
xlabel('б','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3) , plot(Cor_26_Sym,axis([ 0 2*nn -400 400])
xlabel('в','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4) , plot(Cor_9_Sym,axis([ 0 2*nn -100 1100])
xlabel('г','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on

```

Пример *m*-файла для исследования корреляционных свойств сигнала с шумом и копии сигнала. В файле в качестве источника шума использована функция *MatLab* «*randn*». Программа иллюстрирует качественную картину влияния шума на взаимную корреляцию сигнала с шумом и копии сигнала. Для получения количественных значений в *m*-файл следует подставить конкретные значения соотношения сигнал/шум.

```

clear
%Имя файла:Pr8_CodGPS.m
% программа взаимной корреляции сигнала с шумом и копии сигнала
% спутников GPS
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n);
col_7(Sv_id,:)= column_7;
end
Cod37 = cod(37,:);
col_7(37,:);
Noise=0;%коэффициент усиления генератора шума
Noise1= Noise*(randn(n,1));%генерация шума
Noise2= 4*(randn(n,1));%генерация шума
Noise5= 8*(randn(n,1));%генерация шума
Noise10=12*(randn(n,1));%генерация шума
%Дискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod37)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
Cod37 = (1/sqrt(FsFd))*Cod37(floor(Fd*t)+1);%код
Noise_mod=(1/sqrt(FsFd))*Noise1(floor(Fd*t)+1);%шум
Noise_mod2=(1/sqrt(FsFd))*Noise2(floor(Fd*t)+1);%шум
Noise_mod5=(1/sqrt(FsFd))*Noise5(floor(Fd*t)+1);%шум
Noise_mod10=(1/sqrt(FsFd))*Noise10(floor(Fd*t)+1);%шум
%Noise_mod=(1/sqrt(FsFd))*Noise1(floor(Fd*t)+1);%шум
%Noise_mod=(1/sqrt(FsFd))*Noise1(floor(Fd*t)+1);%шум
Cod37Noise = Cod37 +Noise_mod;% код плюс шум
Cod37Noise2 = Cod37 +Noise_mod2;% код плюс шум
Cod37Noise5 = Cod37 +Noise_mod5;% код плюс шум

```

```

Cod37Noise10 = Cod37 + Noise_mod10; % код плюс шум
m = n * FsFd;
nn = 1023 * FsFd;
Cod37Noise = Cod37Noise(1:m); % код GPS + шум
Cod37Noise2 = Cod37Noise2(1:m); % код GPS + шум
Cod37Noise5 = Cod37Noise5(1:m); % код GPS + шум
Cod37Noise10 = Cod37Noise10(1:m); % код GPS + шум
Cod37 = Cod37(1:m); % код GPS
Cor_Cod37_Noise = xcorr(Cod37, Cod37Noise, nn);
% взаимная корреляция копии кода GPS и сигнала с шумом
Cor_Cod37_Noise2 = xcorr(Cod37, Cod37Noise2, nn);
% взаимная корреляция копии кода GPS и сигнала с шумом
Cor_Cod37_Noise5 = xcorr(Cod37, Cod37Noise5, nn);
% взаимная корреляция копии кода GPS и сигнала с шумом
Cor_Cod37_Noise10 = xcorr(Cod37, Cod37Noise10, nn);
% взаимная корреляция кода GPS и шума
% Графика
subplot(4,1,1), stem(Cor_Cod37_Noise), axis([1500 2500 -100 1200])
xlabel('а', 'FontSize', 12, 'FontName', 'TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2), stem(Cor_Cod37_Noise2), axis([1500 2500 -100 1300])
xlabel('б', 'FontSize', 12, 'FontName', 'TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3), stem(Cor_Cod37_Noise5), axis([1500 2500 -100 1300])
xlabel('в', 'FontSize', 12, 'FontName', 'TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4), stem(Cor_Cod37_Noise10), axis([1500 2500 -100 1300])
xlabel('г', 'FontSize', 12, 'FontName', 'TimesNewRoman')
grid on

```

Результаты выполнения m-файла изображены на рис. 6.11.

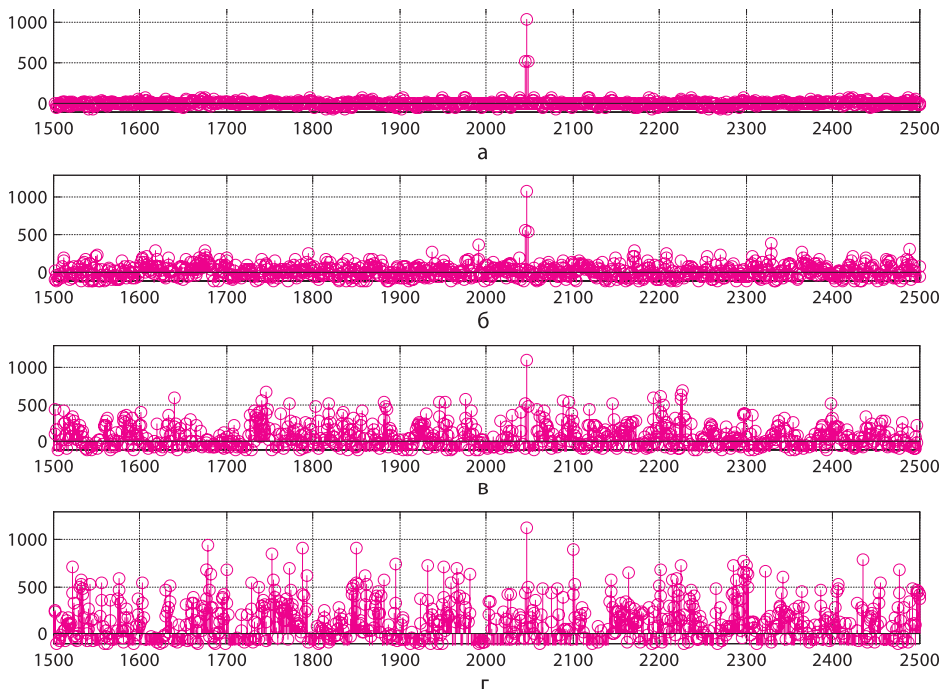


Рис. 6.11. Корреляция сигнала с шумом и копии сигнала:
а - шум отсутствует; б - шум в 4 раза больше сигнала;
в - шум в 8 раз больше сигнала; г - шум в 12 раз больше сигнала

Комплексная программа обработки псевдослучайных кодов спутников GPS. Приведенный ниже *m*-файл позволяет одновременно выполнить все процедуры обработки псевдослучайных кодов спутников GPS, рассмотренные в предыдущих примерах.

```

clear
%Имя файла:PrCodGPS.m
% Комплексная программа обработки псевдослучайных кодов спутников GPS.
n=1023;
for Sv_id=1:37
[cod(Sv_id,:),cod_bin(Sv_id,:),column_7,n]=cod_GPS(Sv_id,n); col_7(Sv_id,:)=column_7;
end
Cod37 = cod(37,:); col_7(37,:); Cod37; Cod13 =cod(13,:); M_P=cod_bin(37,:);
Cod_Sym= cod(1,:)+cod(4,:)+cod(7,:)+cod(11,:)+cod(13,:)+cod(14,:)+...
cod(20,:)+cod(21,:)+cod(23,:)+cod(25,:)+cod(31,:);
Noise=1;%коэффициент усиления генератора шума
Noise1= Noise*(randn(2*n,1))';%генерация шума
%для просмотра результатов выполнения программы убрать символ «;»
%Dискретизация
Fd=1.023*10^6;%символьная скорость
FsFd=2;% отношение частоты дискретизации к символьной скорости
Fs=Fd*FsFd;% частота дискретизации
t=(0:length(Cod37)*FsFd-1)/Fs;% дискретное время
Noise_mod=(1/sqrt(FsFd))*Noise1(floor(Fd*t)+1);
F_mod = (1/sqrt(FsFd))*Cod37(floor(Fd*t)+1)+Noise_mod;% код плюс шум
F_mod1 = (1/sqrt(FsFd))*Cod37(floor(Fd*t)+1);%код
F_mod2 = (1/sqrt(FsFd))*Cod37(floor(Fd*t)+1);%код
F_mod3 = (1/sqrt(FsFd))*Cod13(floor(Fd*t)+1);%код
% сумма кодов 11 спутников 1,4,7,11,13,14,20,21,23,25,31
Sym_Cod = (1/sqrt(FsFd))*Cod_Sym(floor(Fd*t)+1); k=0;%сдвиг кода
m=n*FsFd; nn=1023*FsFd;
A_0 = F_mod(1:m);%код GPS+ шум
A_1 = F_mod1(1+k:m+k); % сдвинутый код
A_2=F_mod1(1:m);%код GPS
A_3=F_mod3(1:m);%код GPS
Cor = xcorr(A_2,Noise_mod,nn);%взаимная корреляция кода GPS и шума
CorA0 = xcorr(A_0,nn);%автокорреляция кода GPS и шума
[CorA1,lags] = xcorr(A_1,nn);%автокорреляция сдвинутого код
Cor_R = xcorr(Noise_mod,nn);%автокорреляция шума
[CorA2,lags]=xcorr(A_2,nn);%автокорреляция кода GPS
Cor_GRG = xcorr(A_0,A_1,nn);%взаимная корреляция кода GPS+ шум и
%сдвинутого кода
Cor_13_37 = xcorr(A_2,A_3,nn);%взаимная корреляция кода 13 и 37
Cor_Sym = xcorr(Sym_Cod,nn);%автокорреляция сумма кодов 11 спутников
Cor_13_Sym = xcorr(Sym_Cod,A_3,nn);
%взаимная корреляция суммы кодов 11 спутников и кода спутника 13
%Графика сигналов
%%%%%%%%%%
fig1=figure;
subplot(4,1,1), plot(M_P), axis([ 0 1100 -0.1 1.1])
xlabel('Код GPS в двоичных символах','FontSize',12,...
'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2) , plot(Cod37),axis([ 0 1100 -1.1 1.1])
xlabel('Код GPS в символах «1»,»-1»','FontSize',12,...
'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3) ,plot(Noise_mod),axis([ 0 2*n -3 3])
xlabel('Псевдослучайный шум','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4) ,plot(A_0),axis([ 0 2*n -5 5])

```

```

xlabel('Код GPS плюс шум','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
%Графика обработки сигналов
figure(fig1); fig2=figure;
subplot(4,1,1),plot(CorA2),axis([ 0 2*nn -100 1100])
xlabel('Автокорреляционная функция кода GPS','FontSize',12,...
'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2),plot(lags,CorA2),axis([ 0 nn -150 150])
xlabel('Боковые лепестки автокорреляционной функции кода GPS',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3),plot(Cor_R),axis([ 0 2*nn -100 1100])
xlabel('Автокорреляционная функция шума','FontSize',12,'FontName',...
'TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4),plot(Cor_R),axis([ 0 nn -150 150])
xlabel('Боковые лепестки автокорреляционной функции шума','FontSize',...
12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
fig3=figure;
subplot(4,1,1),plot(Cor),axis([ 0 2*nn -150 150])
xlabel('Взаимная корреляция кода GPS и шума','FontSize',...
12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2),plot(CorA0),axis([ 0 2*nn -100 2500])
xlabel('Автокорреляционная функция кода GPS плюс шум','FontSize',...
12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3),plot(Cor_GRG),axis([ 0 2*nn -100 1100])
xlabel('Взаимная корреляция кода GPS плюс шум и копии кода GPS',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4),plot(Cor_GRG),axis([ 0 2*n -200 200])
xlabel('Взаимная корреляция кода GPS плюс шум и копии кода GPS',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
fig4=figure;
subplot(4,1,1),plot(Sym_Cod),axis([ 0 2*n -10 10])
xlabel('Сумма кодов 11 спутников','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,2),plot(Cor_Sym),axis([ 0 2*nn -1000 2500])
xlabel('Автокорреляция суммы кодов 11 спутников','FontSize',12,...
'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,3),plot(Cor_13_Sym),axis([ 0 2*nn -100 1500])
xlabel('Взаимная корреляция суммы кодов 11 спутников и кода 13',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
subplot(4,1,4),plot(Cor_13_Sym),axis([ 0 2*n -500 600])
xlabel('Боковые лепестки взаимной корреляции суммы кодов 11 спутников и кода 13',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
fig5=figure;
plot(Cor_13_37),axis([ 0 2*nn -100 100])
xlabel('Взаимная корреляция кода GPS (коды 13и 37)',...
'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on

```

Графические результаты выполнения *m*-файла *PrCodGPS.m* изображены на рисунках 6.12 - 6.16.

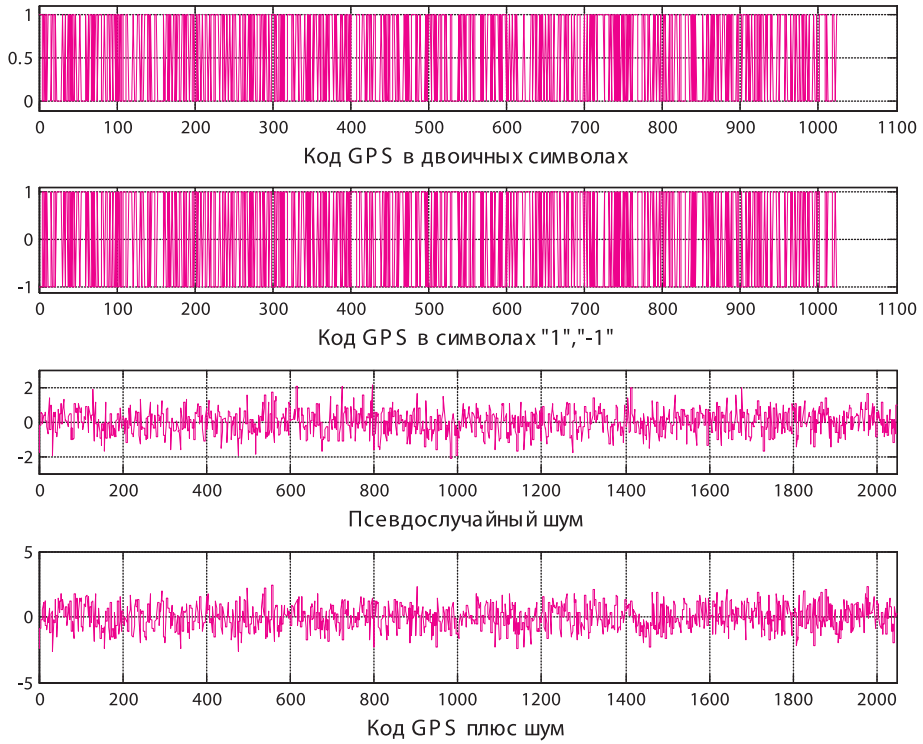


Рис. 6.12. Графика файла *PrCodGPS.m- Figure 1*

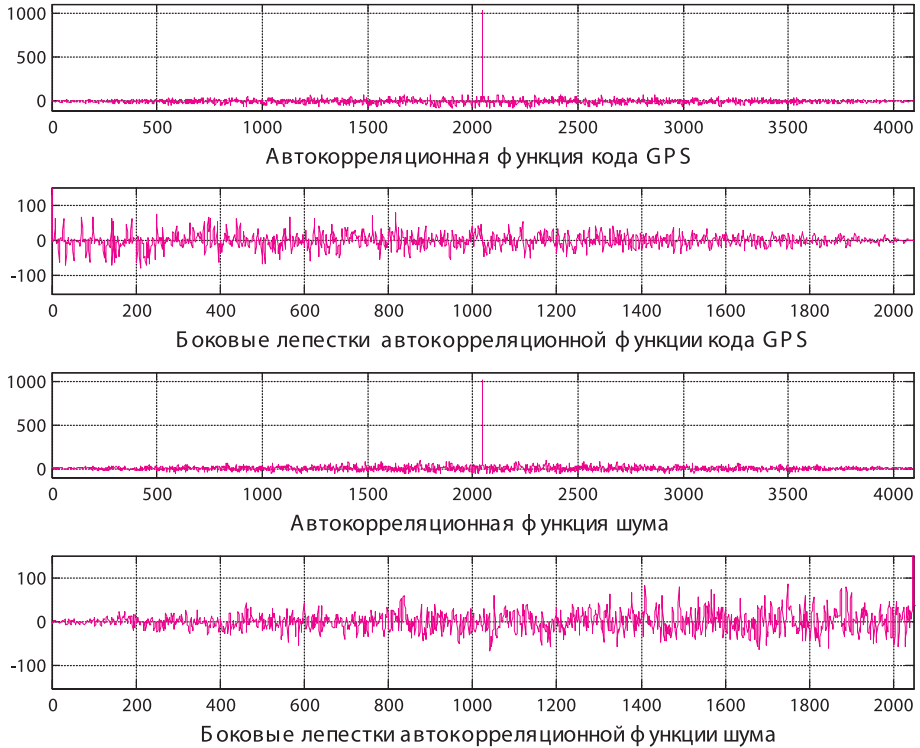


Рис. 6.13. Графика файла *PrCodGPS.m- Figure 2*

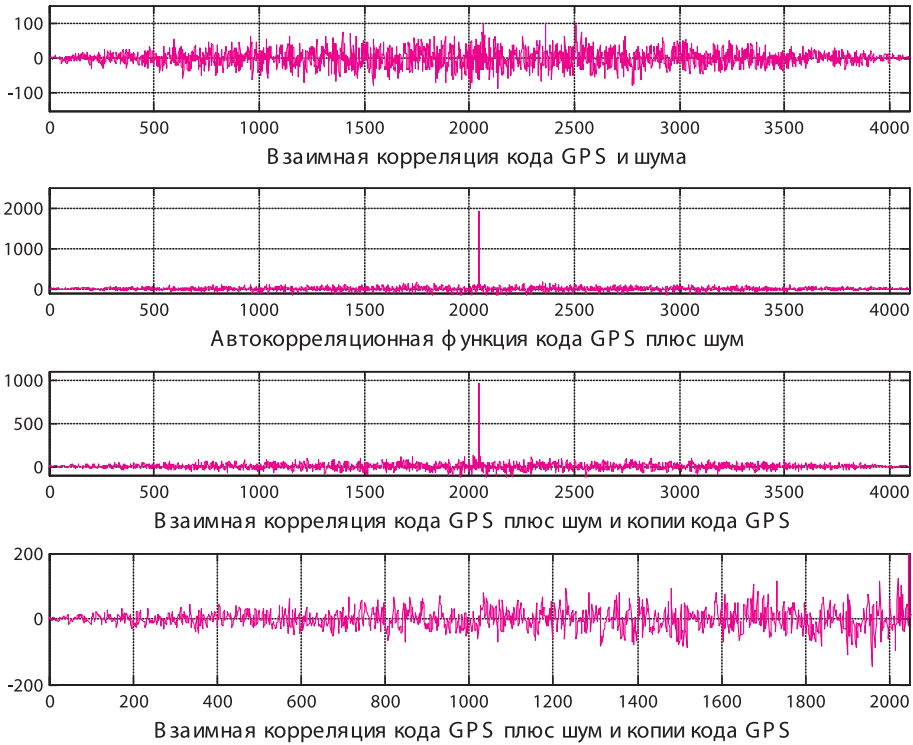


Рис. 6.14. Графика файла *PrCodGPS.m* - Figure 3

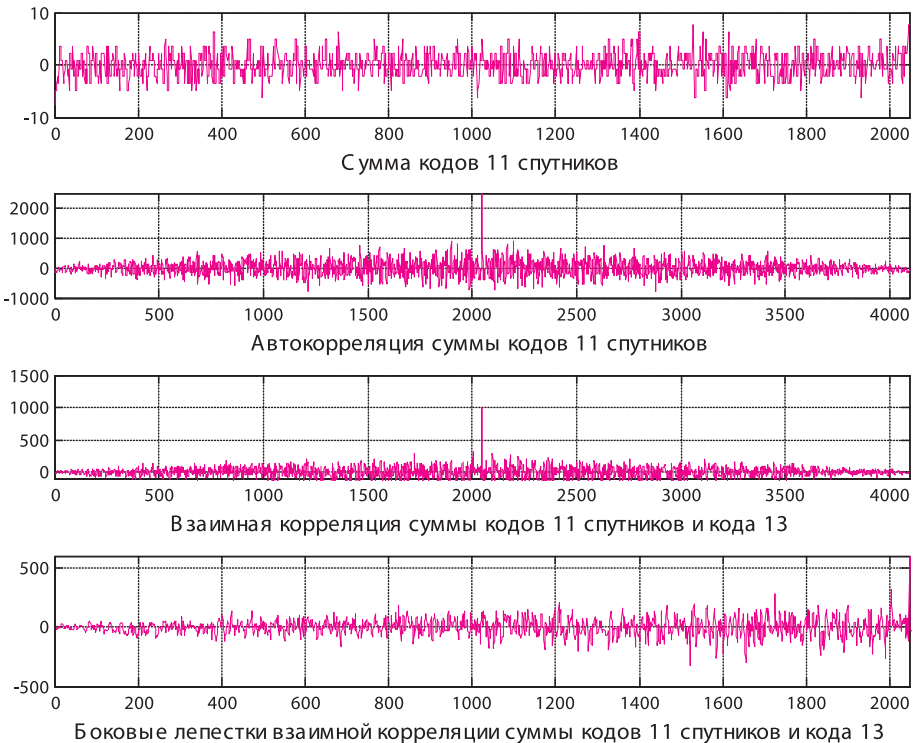
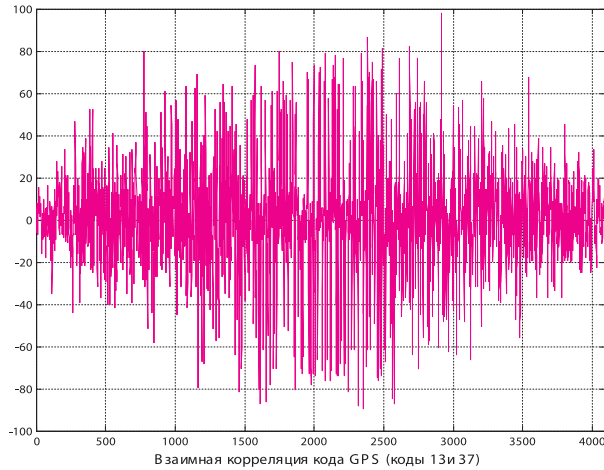


Рис. 6.15. Графика файла *PrCodGPS.m* - Figure 4

Рис. 6.16. Графика файла *PrCodGPS.m- Figure 5*

6.1.2 Псевдослучайный код спутников ГЛОНАСС

Функция формирования M -последовательности представлена в m -файле *cod_GLONASS.m*

```
function [codGL, codGL_bin, Out, n] = cod_GLONASS(n);
%Имя функции: cod_GLONASS
%Функция cod_GLONASS вычисляет псевдослучайный код ГЛОНАСС
%(M-последовательность). Входные данные: n - количество символов в M-последовательности.
%Выходные данные: codGL- M- последовательность в символах «1», «-1»,
%codGL_bin- M-последовательности в символах «0», «1»,
%Out- столбцы кодов для сравнения, n- длина кода
shift_reg=ones(1,9); %Начальное состояние регистра сдвига
for i=1:n
    codGL_bin(i)=shift_reg(7); %Выход M-последовательности в символах «0», «1»
    modulo2 = xor(shift_reg(9), shift_reg(5)); %Сложение по модулю 2 символов с 9 и 5 выходов
    %регистра сдвига
    shift_reg(2:9)=shift_reg(1:8); %Смещение данных в регистре сдвига
    shift_reg(1)=modulo2; %Сложение по модулю 2 на входе 1 регистра сдвига
end
codGL=2*codGL_bin-1; %M- последовательность в символах «1», «-1»
Out=[codGL_bin' codGL']; %Столбцы кодов для сравнения
Пример применения функции cod_GLONASS.m.
%Имя m-файла: BPS_K.m
%программа расчета характеристик сигнала спутника ГЛОНАСС
clear;
n=511; %количество символов в M-последовательности
[codGL, codGL_bin, Out, n]=cod_GLONASS(n); %функция, формирующая M-последовательность
Dat=codGL_bin;
fDat=0.511*10^6; % скорость передачи данных
fc=4*fDat; %carrier частота-несущая частота
fd=32*fDat; %частота дискретизации
fd_fDat=fd/fDat; %отношение частоты дискретизации к символьной скорости
t=(0:length(Dat)*fd_fDat-1)/fd; % дискретное время
t1=(0:length(codGL)*fd_fDat-1)/fd; % дискретное время
BPSK=cos(2*pi*fc*t + pi*Dat(floor(fDat*t)+1)); %модулированный сигнал
%y= rtmmod(Dat(floor(fDat*t)+1), fc, fd, pi); %модулированный сигнал (вариант)
y=BPSK;
%преобразование частоты
x1=y.*cos(2*pi*fc*t);
x=y.*cos(2*pi*fc*t);
```



```

[b1,a1]=butter(3,fc*2/fd);%фильтр нижних частот с максимально плоской характеристикой
[b,a]=ellip(10,2,60,fc*2/(32*fDat));
%фильтр нижних частот с эллиптической характеристикой
%фильтрация высокочастотных составляющих
x1=filtfilt(b1,a1,x1);
x=filtfilt(b,a,x);
m=3.20;
%Графика
fig1=figure;
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Сигналы спутников ГЛОНАСС
%Несущая
subplot(3,1,1),plot(t,cos(2*pi*fc*t))
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
%Несущая, модулированная M-последовательностью
subplot(3,1,2),plot(t,BPSK)
xlabel('б','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
%M-последовательность
subplot(3,1,3),stem(t,Dat(floor(fDat*t)+1))
xlabel('в','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Фильтрация демодулированного сигнала ГЛОНАСС фильтром нижних частот с
%максимально плоской и эллиптической характеристиками
m=5;
%figure(fig1);
fig2=figure;
subplot(3,1,1), plot(t,Dat(floor(fDat*t)+1))
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
subplot(3,1,2), plot(t,x1)
xlabel('б','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
subplot(3,1,3), plot(t,x)
xlabel('в','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
grid on
xlim([3.07*10^(-4) m*10^(-4)])
ylim([-1.5 1.5])
%Фильтры
fig3=figure;
freqz(b1,a1,512,32*fDat),
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
fig4=figure;
freqz(b,a,512,32*fDat),
xlabel('a','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')

```

Результаты выполнения файла - *BPS_K.m* приведены на рис. 6.17 - 6.20.

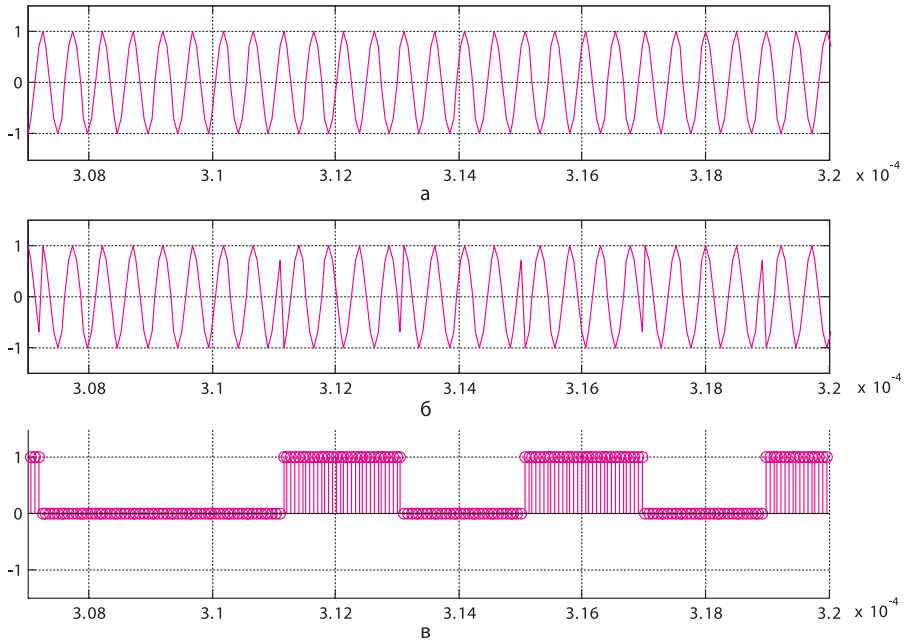


Рис. 6.17. Сигнал ГЛОНАСС *Figure 1*:
 а - несущая; б - модулированная несущая;
 в - выборка дискретизированной M -последовательности

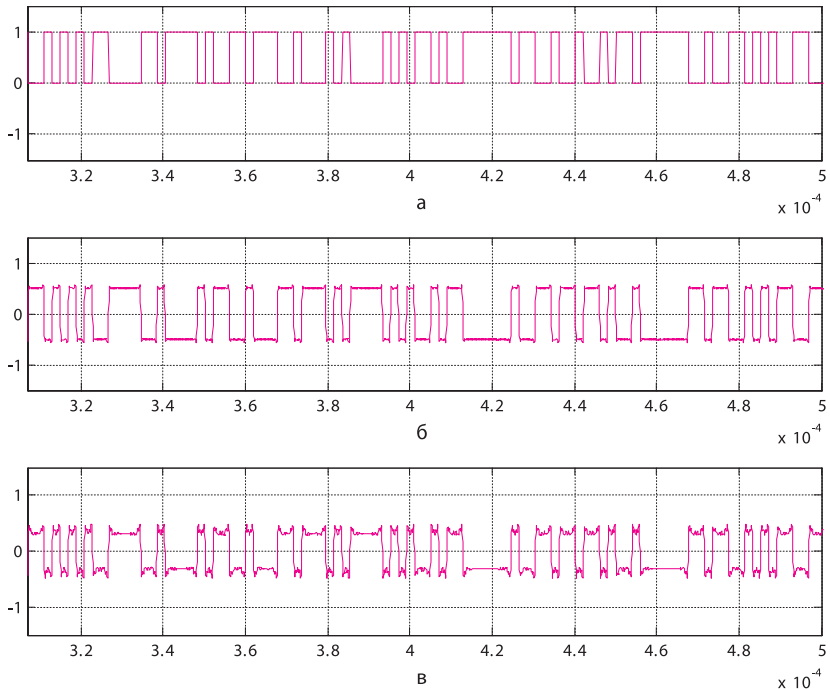


Рис. 6.18. Сигнал ГЛОНАСС *Figure 2*:
 а - M -последовательность до модуляции; б - M -последовательность после модуляции
 и фильтрации фильтром с максимально плоской характеристикой;
 в - M -последовательность после модуляции и фильтрации фильтром с эллиптической
 характеристикой

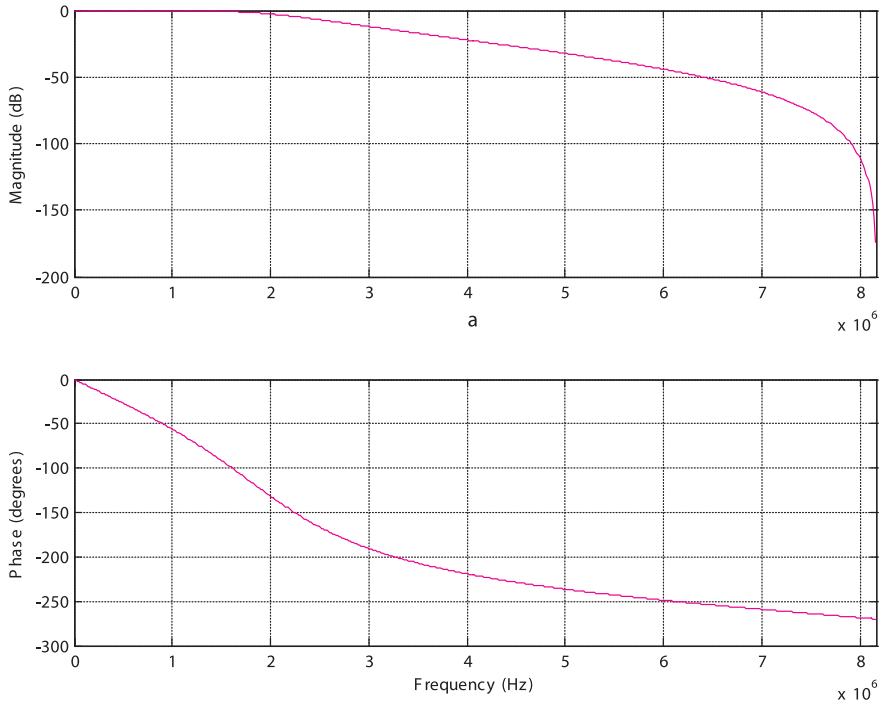


Рис. 6.19. Фильтр с максимально плоской характеристикой - Figure 3:
 верхний график - АЧХ; нижний график - ФЧХ

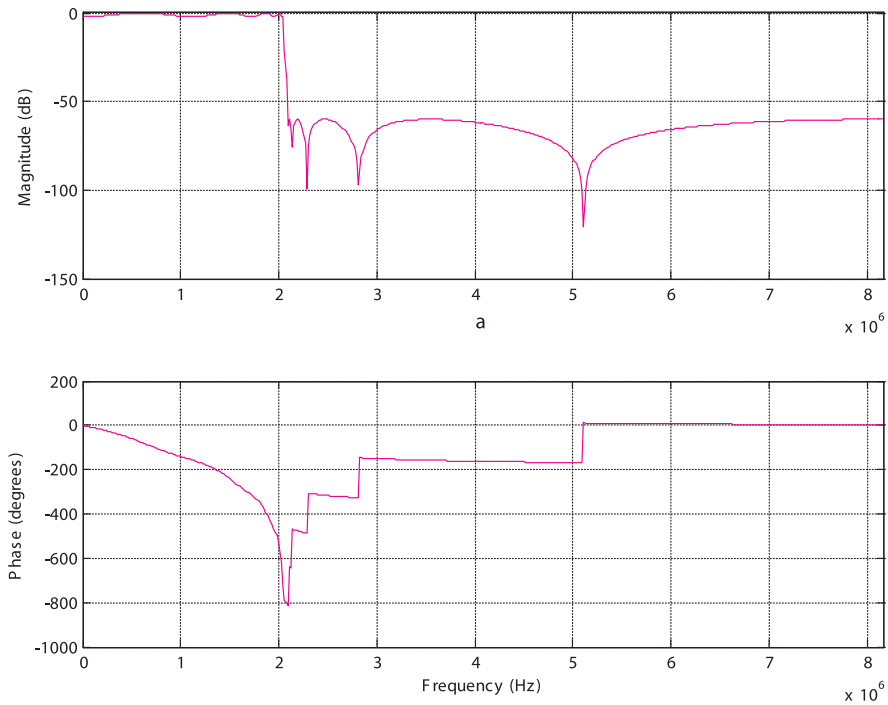


Рис. 6.20. Фильтр с эллиптической характеристикой - Figure 4:
 верхний график - АЧХ; нижний график - ФЧХ

6.2 Преобразование координат

Преобразование координат из пространственной эллипсоидной географической системы в геоцентрическую фиксированную (ECEF) выполняется функцией в программной среде *MatLab* *ECEFLLH_N(llh,ab)*. Входные данные: *llh.lon* - долгота, *llh.lat* - широта, *llh.h* - высота; *ab.a*, *ab.b* - большая и малая полуоси эллипсоида в *WGS-84*. Долгота и широта имеет размерность - радиан, высота и оси эллипсоида - метр. Выходные данные: *XYZ.x*, *XYZ.y*, *XYZ.z* - координаты по осям *X*, *Y*, *Z* соответственно, измеряются в метрах. Для того, чтобы воспользоваться функцией *ECEFLLH_N(llh,ab)*, требуется скопировать ее в директорию *MatLab*, составить *m*-файл, как показано в примере расчета, задать исходные данные и выполнить преобразование. При необходимости изменить значения осей эллипсоида, если преобразование выполняется для другой системы координат.

```
function [XYZ] = ECEFLLH_N(llh,ab)
a2=ab.a*ab.a; b2=ab.b*ab.b; r=a2/sqrt(a2*cos(llh.lat)*cos(llh.lat)+b2*sin(llh.lat)*sin(llh.lat));
XYZ.x=(r+llh.h)*cos(llh.lat)*cos(llh.lon); XYZ.y=(r+llh.h)*cos(llh.lat)*sin(llh.lon);
XYZ.z=(b2/a2*r+llh.h)*sin(llh.lat);
%Пример расчета
llh.lat=0.881278698506528; llh.lon=0.53169758803674;
llh.h=122.899802776054; ab.a=6378137.0; ab.b=6356752.314;
[XYZ] = ECEFLLH_N(llh,ab)
```

Преобразование координат из геоцентрической фиксированной системы (ECEF) в пространственную эллипсоидную географическую выполняется функцией *LLHECEF_N(XYZ,ab)*. Входные и выходные данные по отношению к функции *ECEFLLH_N(llh,ab)* меняются местами. Порядок применения аналогичен рассмотренному выше (см. пример расчета).

```
function [llh] = LLHECEF_N(XYZ,ab)
a=6378137.0; b=6356752.314; a2=ab.a*ab.a; b2=ab.b*ab.b; xy = sqrt(XYZ.x*XYZ.x + XYZ.y*XYZ.y);
thet = atan(XYZ.z*ab.a/(xy*ab.b)); esq = 1.0-b2/a2; epsq = a2/b2-1.0;
llh.lat = atan((XYZ.z+epsq*ab.b*(sin(thet)^3))/(xy-esq*ab.a*(cos(thet)^3)));
llh.lon = atan2(XYZ.y,XYZ.x);%!
if llh.lon < 0
llh.lon = 2*pi + llh.lon;
end;
r = a2/sqrt(a2*cos(llh.lat)*cos(llh.lat) + b2*sin(llh.lat)*sin(llh.lat)); llh.h = xy/cos(llh.lat)-r;
end
%Пример расчета
ab.a=6378137.0; ab.b=6356752.314; XYZ.x=3.504451023000798e+006;
XYZ.y=2.061316876000462e+006; XYZ.z=4.897990974997338e+006; [llh] = LLHECEF_N(XYZ,ab)
```

Преобразование координат из пространственной эллипсоидной географической системы в топоцентрическую выполняется функциями *top_coord* (*rec_llh*, *rec_xyz*, *nlo_xyz*) и *ECEFLLH(a, b, llh)*. Функция *ECEFLLH(a, b, llh)* аналогична *ECEFLLH_N(llh,ab)*. Комментарии, входные и выходные данные описаны в программе и примере расчета.

```
% Name: top_coord
% Description: Расчет топоцентрических координат объекта по заданным географическим (долгота,
%широта, высота) и геоцентрическим (x, y, z) координатам приемника, а также геоцентрическим
%координатам объекта(x, y, z)
% Input:
% rec_llh.lat, rec_llh.lon, rec_llh.h - широта(рад), долгота(рад) и высота(м) приемника
% rec_xyz.x, rec_xyz.y, rec_xyz.z - прямоугольные геоцентрические координаты приемника (м)
% ns.x, ns.y, ns.z - прямоугольные геоцентрические координаты объекта (м)
% Output: % top.s - проекция вектора дальности на ось, направленную на Юг (South)
% top.e - проекция вектора дальности на ось, направленную на Восток (East)
% top.z - проекция вектора дальности на ось, направленную в Зенит
% top.daln - дальность до объекта % top.az - угол азимута объекта % top.el - угол видимости объекта
function [top] = top_coord (rec_llh, rec_xyz, nlo_xyz)
rx = nlo_xyz.x - rec_xyz.x; ry = nlo_xyz.y - rec_xyz.y; rz = nlo_xyz.z - rec_xyz.z;
r_sat = sqrt(rx*rx + ry*ry + rz*rz); r_rec = sqrt((rec_xyz.x)^2 + (rec_xyz.y)^2 + (rec_xyz.z)^2);
```

```

top.r = r_sat; rx1 = rx; ry1 = ry; rz1 = rz; sin_lat = sin(rec_llh.lat); cos_lat = cos(rec_llh.lat);
sin_lon = sin(rec_llh.lon); cos_lon = cos(rec_llh.lon);
% Projections of vector of range in topocentric coordinate system:
top.e = -sin_lon * rx1 + cos_lon * ry1;
top.s = cos_lon * sin_lat * rx1 + sin_lon * sin_lat * ry1 - cos_lat * rz1;
top.z = cos_lat * cos_lon * rx1 + cos_lat * sin_lon * ry1 + sin_lat * rz1;
% азимут: отсчет по часовой стрелке от оси, направленной на Север (N or -S) (-top.s)
eps = 10e-10;
if ( (abs(top.e) < eps) || (abs(top.s) < eps) )
    top.az = 0.0;
else
    top.az = atan2(top.e,-top.s);
end;
if (top.az < 0.0)
    top.az = top.az + pi * 2;
end;
% elevation:
cos_el_top = (rec_xyz.x * rx + rec_xyz.y * ry + rec_xyz.z * rz) / (r_sat * r_rec);
if (cos_el_top >= 1.00)
    el = 0.0;
else
    if (cos_el_top <= -1.00)
        el = pi;
    else
        el = acos(cos_el_top);
    end;
end;
top.el = pi / 2.0 - el;
function [R] = ECEFLLH(a, b, llh)
a2 = a * a; b2 = b * b; n = a2 / sqrt(a2 * cos(llh.lat) * cos(llh.lat) + b2 * sin(llh.lat) * sin(llh.lat));
R.x = (n + llh.h) * cos(llh.lat) * cos(llh.lon); R.y = (n + llh.h) * cos(llh.lat) * sin(llh.lon);
R.z = (b2 / a2 * n + llh.h) * sin(llh.lat);
%Пример расчета
a=6378137.0; b=6356752.314; % для WGS-84;
% Коэффициенты перевода градусов в радианы и обратно
A2R = pi/180; R2A = 180/pi;
%Входные данные координат, например, приемника
rec_deg.lon = 100; rec_deg.lat = 40; rec_deg.h = 0;
%Входные данные координат объекта
nlo_deg.lon = 280; nlo_deg.lat = -40; nlo_deg.h = 0;
%Преобразование градусов в радианы
rec_llh.lon = rec_deg.lon * A2R; rec_llh.lat = rec_deg.lat * A2R;
rec_llh.h = rec_deg.h; nlo_llh.lon = nlo_deg.lon * A2R; nlo_llh.lat = nlo_deg.lat * A2R; nlo_llh.h = nlo_deg.h;
%Преобразование координат приемника и объекта в систему ECEF
[rec_xyz] = ECEFLLH(a, b, rec_llh); [nlo_xyz] = ECEFLLH(a, b, nlo_llh);
%Преобразование координат приемника и объекта в топоцентрическую систему координат
[top] = top_coord (rec_llh, rec_xyz, nlo_xyz);
%Вывод данных приемника в топоцентрической системе координат
fprintf('e=%22.16e s=%22.16f z=%22.16f az=%f el=%f r=%f \n', top.e, top.s, top.z, top.az*R2A, top.
el*R2A, top.r);
%Вывод данных объекта в топоцентрической системе координат
fprintf('e=%22.16e s=%22.16f z=%22.16f az=%f el=%f r=%f \n', top.e, top.s, top.z, top.az*R2A, top.
el*R2A, top.r);

```

Результат выполнения примера расчета:

```

e=1.3969838619232178e-009 s=-42107.2733674766500000 z=-12738620.1340628960000000
az=0.000000 el=-89.999999 r=12738689.726280
e=1.3969838619232178e-009 s=-42107.2733674766500000 z=-12738620.1340628960000000
az=0.000000 el=-89.999999 r=12738689.726280

```

Действия для применения функции аналогичны приведенным выше.

6.3 Время

Расчет юлианского дня по алгоритму подраздела 1.4.2

```
function jden = JD_erohi(eroha)
%Имя: JD_erohi
%Функция JD_erohi(eroha) рассчитывает юлианский день
%для опорного года (eroha)
%Входные данные: eroha, размерность - год
%Выходные данные: jden - юлианский день, размерность - дни
rk = mod(eroha,4);
if (rk == 0) rk = 1.0;
else
    rk = 2.0 - rk * 0.25;
end;
n100 = floor(eroha / 100);
n400 = floor(eroha / 400);
jden = (4712 + eroha) * 365.25 + n400 - n100 + rk;
%fprintf('eroha=%d rk=%f jden=%f\n', eroha, rk, jden);
%Пример расчета JD_erohi
eroha=2000;
jden = JD_erohi(eroha)
```

Решение по данным примера. Юлианский день 2000 года (эпоха 2000) равен 2451544 (нулевой день !!!)

Расчет номера юлианского дня и дня года по формулам подраздела 1.4.2

```
function [JD, day_year] = JD_data(year, mon, day)
%Имя: JD_data
% Функция JD_data(year, mon, day) вычисляет:
%JD - номер юлианского дня, day_year - номер дня года.
%Входные данные:
%year - год,
%mon - месяц,
%day - день.
%Выходные данные:
%JD - юлианский день, day_year- день от начала года.
%Оригинальные функции: function jd0 = JD_erohi(year),
%(смотри комментарий).
% число дней от начала периода до 12ч. всемирного времени (полдень)
% указанной даты (по Гринвичу)
%Входные данные для контрольного примера:
%year = 2000; mon = 1; day = 1;
%количество дней в месяцах
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31];
%Вычисление номера юлианского дня опорной эпохи
jd0 = JD_erohi(year);
%Учет високосного года
nfebr = 0;
if mod(year,4) == 0
    nfebr = 1;
end;
%Расчет номера дня года
k = 0;
for i = 2 : mon
    k = k + DnMon(i - 1);
    if (i == 2)
        k = k + nfebr;
    end;
end;
day_year = k + day;
%Расчет номера юлианского дня
```

```

JD = jd0 + day_year;
%2451545 - номер юлианского дня; 1- первый день года.
%Пример расчета JD_data
year = 2000; mon = 1; day = 1;
[JD, day_year] = JD_data(year, mon, day);
[JD, day_year]'
%Результат расчета JD= 2451545, day_year= 1

```

Расчет номера GPS-недели, времени UTC с начала текущей недели, времени GPS с начала текущей недели, номер дня года, номера юлианского дня

```

function [wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday] = time_GPS(year, mon, day, h, min, sec)
% Имя: time_GPS
% Функция time_GPS(year, mon, day, h, min, sec) вычисляет :
%wGPS -номер GPS- недели, TimesUTC -время UTC с начала текущей недели (секунда),
% TimesGPS - время GPS с начала текущей недели (секунда),
%day_year- номер дня года,
% JD - номер юлианского дня,
% weekday - день недели (0 - воскресенье, 1 - понедельник, 2 - вторник, 3 - среда,
%4 - четверг, 5 - пятница, 6 - суббота.
% Выходные данные: wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday.
% Входные данные year - год, mon - месяц, day - день, h - час,
%min - минута, sec -секунда.
%Оригинальные функции: function [JD, day_year] = JD_data(year, mon, day),
%(смотри комментарий).
% число дней от начала периода до 0ч. всемирного времени UTC
% указанной даты (по Гринвичу)
%Входные данные для контрольного примера:
%year = 2007; mon = 11; day = 28;
%h = 20; min = 7; sec = 51;
%Используемые константы:
% сдвиг времени между UTC и системным временем GPS на начало 2004 года
%diff.UTC_GPS = 13; (до конца 2005 года)
diff.UTC_GPS = 15;%(с 2009 года)
%количество дней в месяцах
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31];
% юлианский день начала отсчета недели GPS на ноль часов UTC с 5 на 6
% января 1980 года.
wGPS_0 = 2444244.5;
% Расчет номеров юлианского дня и дня года
[JD, day_year] = JD_data(year, mon, day);
%Сдвиг на ноль часов UTC на гринвичском меридиане
JD = JD - 0.5;
%Расчет номера GPS неделе стандартной функцией MatLab «floor»
wGPS = floor((JD - wGPS_0) / 7);
%Расчет дня недели стандартной функцией MatLab «mod»
weekday = mod((JD - wGPS_0) , 7);
%Расчет секунд с начала недели в шкале времени UTC
TimesUTC = 86400 * weekday + 3600 * h + 60 * min + sec;
%Расчет секунд с начала недели в шкале времени GPS
TimesGPS = TimesUTC + diff.UTC_GPS;
%Результат решения задачи по входным данным контрольного примера
%1.0e+006 *- множитель для всех данных;
% 0.00145500000000 - номер GPS недели;
% 0.33167100000000 - количество секунд с начала недели по UTC;
%0.33168500000000- количество секунд с начала недели по GPS;
%0.00033200000000 - день года;
%2.45443250000000 -номер юлианского дня;
%0.00000300000000 - день недели (среда).
%Пример 1 расчета функции time_GPS(year, mon, day, h, min, sec)
year=2007;

```

```

mon= 11; day = 28; h = 20; min= 7; sec = 51;
[wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday] = time_GPS(year, mon, day, h, min, sec);
[wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday]'
%Пример 2 расчета функции time_GPS(year, mon, day, h, min, sec)
year=1999; mon= 8; day = 28; h = 23; min= 59; sec = 59;
[wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday] = time_GPS(year, mon, day, h, min, sec);
[wGPS, TimesUTC, TimesGPS, day_year, JD, weekday]'

```

Результат расчета:

```

wGPS= 1024; TimesUTC =604799; TimesGPS = 604813; day_year =240; JD = 24514185;
weekday = 6 (суббота);

```

Пример 2 характерен тем, что в ночь с субботы на воскресенье 28 августа 1999 года неделя GPS равна 1024 и через одну секунду счет недель в системе GPS начался с начала.

Для выполнения программ *JD_epohi*, *JD_data*, *time_GPS* предпочтительно скопировать их в одну папку, создать *m*-файл решаемой задачи в той же папке, ввести исходные данные и выполнить *m*-файл.

Расчет истинного и среднего звездного времени. Расчет истинного звездного времени на 0 часов UTC предусматривается алгоритмом расчета эфемерид спутника ГЛОНАСС на текущий момент времени. Истинное звездное время рассчитывается по следующим программам.

```

function [s0_m_mod, s0_nut_mod, s0_m_hour, s0_m_min, s0_m_sec, s0_nut_hour, s0_nut_min, s0_nut_sec] = s0_Nut(year, mon, day, nut)
%Имя: s0_Nut
%функция рассчитывает истинное и среднее звездное время по формулам
% среднее звездное время s0 на 0ч UTC
%year = 1993; mon = 1; day = 0;
%fprintf('function s0_m - start \n');
jd2000 = 2451545; % 12h UTC 1 января
% Применить функцию JD_data
[jd, day_year] = JD_data(year, mon, day);
if (jd == NaN)
    s0_mod = NaN; h = NaN; min = NaN; sec = NaN; fprintf('function s0_m - end0 \n');
    return;
end;
jd = jd - 0.5; d = jd - jd2000;
t = d / 36525.0; % 36525 - юлианский период 100 лет
t2 = t * t; h1 = 24110.54841;
%h1=6.0*3600.0+41.0*60.0+50.54841;
% h2 = 236.555367908 * d;
h2 = 8640184.812866 * t; h3 = 0.093104 * t2; h4 = t2 * t * 6.2E-6;
if (nut == 0)
    na = 0;
else
    na = utc_nut(t);
end;
s0_m = h1 + h2 + h3 - h4;
s0_nut = s0_m + na; s0_m_mod = mod(s0_m, 86400);
s0_day = floor(s0_m / 86400); s0_m_hour = s0_m_mod / 3600.0;
s0_m_hour = floor(s0_m_mod / 3600); sec_min = s0_m_mod - s0_m_hour * 3600;
s0_m_min = floor(sec_min / 60); s0_m_sec = sec_min - s0_m_min * 60;
s0_nut_mod = mod(s0_nut, 86400);
s0_day = floor(s0_nut / 86400); s0_nut_hour = s0_nut_mod / 3600.0;
s0_nut_hour = floor(s0_nut_mod / 3600); sec_min = s0_nut_mod - s0_nut_hour * 3600;
s0_nut_min = floor(sec_min / 60); s0_nut_sec = sec_min - s0_nut_min * 60;
function nut = utc_nut(t)
%Имя: utc_nut
%t = 6.023472005475702e+002;
R = 1296000; % (1r=360grad=1 296 000 cek) RAD_SEK_ANGL = pi/(3600*180);
t2 = t * t; t3 = t2 * t;

```



```

l = 485866.733 + (1325.0 * R + 715922.633) * t + 31.310 * t2 + 0.064 * t3; %1.034807679476340e+012
L1 = 1287099.804 + (99 * R + 1292581.224) * t - 0.577 * t2 - 0.012 * t3;
f = 335778.877 + (1342 * R + 295263.137) * t - 13.257 * t2 + 0.011 * t3;
dd = 1072261.307 + (1236 * R + 1105601.328) * t - 6.891 * t2 + 0.019 * t3;
omega = 450160.280 - (5 * R + 482890.539) * t + 7.455 * t2 + 0.008 * t3;
eps0 = 84381.448 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
% eps0 = 84381.447996 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
eps_d = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'e');
eps_k = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'e'); eps = eps0 + eps_d + eps_k;
cos_eps = cos(RAD_SEK_ANGL * eps) / 15.0;
d_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'f');
k_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'f');
nut1 = d_fi * cos_eps; nut2 = k_fi * cos_eps;
% nut3 = 0.00264 * sin(omega) + 0.000063 * sin(2.0 * omega) формула ( )
nut3 = 0; nut1_dop = nut1; nut2_dop = nut2; nut3_dop = nut3; nut = nut1 + nut2 + nut3;
function[koef_id, koef_abd, koef_ik, koef_abk] = koef
% Имя:koef
% функция содержит коэффициенты
koef_id = [0, 0, 0, 0, 1; 0, 0, 0, 0, 2; -2, 0, 2, 0, 1; 2, 0, -2, 0, 0; -2, 0, 2, 0, 2;
1, -1, 0, -1, 0; 0, -2, 2, -2, 1; 2, 0, -2, 0, 1; 0, 0, 2, -2, 2; 0, -1, 0, 0, 0; 0, 1, 2, -2, 2;
0, -1, 2, -2, 2; 0, 0, 2, -2, 1; -2, 0, 0, 2, 0; 0, 0, 2, -2, 0; 0, 2, 0, 0, 0; 0, 1, 0, 0, 1;
0, 2, 2, -2, 2; 0, -1, 0, 0, 1; -1, -2, 0, 0, 2, 1; 0, -1, 2, -2, 1; 2, 0, 0, -2, 1; 0, 1, 2, -2, 1;
1, 0, 0, -1, 0; 2, 1, 0, -2, 0; 0, 0, -2, 2, 1; 0, 1, -2, 2, 0; 0, 1, 0, 0, 2; -1, 0, 0, 1, 1;
0, 1, 2, -2, 0];
koef_abd = [-171996.0, -174.2, 92025.0, 8.9; 2062.0, 0.2, -895.0, 0.5;
46.0, 0.0, -24.0, 0.0; 11.0, 0.0, 0.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-3.0, 0.0, 0.0, 0.0; -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-13187.0, -1.6, 5736.0, -3.1; -1426.0, 3.4, 54.0, -0.1; -517.0, 1.2, 224.0, -0.6;
217.0, -0.5, -95.0, 0.3; 129.0, 0.1, -70.0, 0.0; -48.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-22.0, 0.0, 0.0, 0.0; 17.0, -0.1, 0.0, 0.0; -15.0, 0.0, 9.0, 0.0;
-16.0, 0.1, 7.0, 0.0; -12.0, 0.0, 6.0, 0.0; -6.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-5.0, 0.0, 3.0, 0.0; 4.0, 0.0, -2.0, 0.0; 4.0, 0.0, -2.0, 0.0;
-4.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0];
koef_ik = [0, 0, 2, 0, 2; 1, 0, 0, 0, 0; 0, 0, 2, 0, 1; 1, 0, 2, 0, 2; 1, 0, 0, -2, 0;
-1, 0, 2, 0, 2; 0, 0, 0, 2, 0; 1, 0, 0, 0, 1; -1, 0, 0, 0, 1; -1, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 2, 0, 1;
0, 0, 2, 2, 2; 2, 0, 0, 0, 0; 1, 0, 2, -2, 2; 2, 0, 2, 0, 2; 0, 0, 2, 0, 0; -1, 0, 2, 0, 1;
-1, 0, 0, 2, 1; 1, 0, 0, -2, 1; -1, 0, 2, 2, 1; 1, 1, 0, -2, 0; 0, 1, 2, 0, 2; 0, -1, 2, 0, 2;
1, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 0, 2, 0; 2, 0, 2, -2, 2; 0, 0, 0, 2, 1; 0, 0, 2, 2, 1; 1, 0, 2, -2, 1;
0, 0, 0, -2, 1; 1, -1, 0, 0, 0; 2, 0, 2, 0, 1; 0, 1, 0, -2, 0; 1, 0, -2, 0, 0; 0, 0, 0, 1, 0;
1, 1, 0, 0, 0; 1, 0, 2, 0, 0; 1, -1, 2, 0, 2; -1, -1, 2, 2, 2; -2, 0, 0, 0, 1; 3, 0, 2, 0, 2;
0, -1, 2, 2, 2; 1, 1, 2, 0, 2; -1, 0, 2, -2, 1; 2, 0, 0, 0, 1; 1, 0, 0, 0, 2; 3, 0, 0, 0, 0;
0, 0, 2, 1, 2; -1, 0, 0, 0, 2; 1, 0, 0, -4, 0; -2, 0, 2, 2, 2; -1, 0, 2, 4, 2; 2, 0, 0, -4, 0;
1, 1, 2, -2, 2; 1, 0, 2, 2, 1; -2, 0, 2, 4, 2; -1, 0, 4, 0, 2; 1, -1, 0, -2, 0; 2, 0, 2, -2, 1;
2, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 0, 2, 1; 0, 0, 4, -2, 2; 3, 0, 2, -2, 2; 1, 0, 2, -2, 0; 0, 1, 2, 0, 1;
-1, -1, 0, 2, 1; 0, 0, -2, 0, 1; 0, 0, 2, -1, 2; 0, 1, 0, 2, 0; 1, 0, -2, 2, 0; 0, -1, 2, 0, 1;
1, 1, 0, -2, 1; 1, 0, -2, 2, 0; 2, 0, 0, 2, 0; 0, 0, 2, 4, 2; 0, 1, 0, 1, 0];
koef_abk = [-2274.0, -0.2, 977.0, -0.5; 712.0, 0.1, -7.0, 0.0; -386.0, -0.4, 200.0, 0.0;
-301.0, 0.0, 129.0, -0.1; -158.0, 0.0, -1.0, 0.0; 123.0, 0.0, -53.0, 0.0; 63.0, 0.0, -2.0, 0.0;
63.0, 0.1, -33.0, 0.0; -58.0, -0.1, 32.0, 0.0; -59.0, 0.0, 26.0, 0.0; -51.0, 0.0, 27.0, 0.0;
-38.0, 0.0, 16.0, 0.0; 29.0, 0.0, -1.0, 0.0; 29.0, 0.0, -12.0, 0.0; -31.0, 0.0, 13.0, 0.0;
26.0, 0.0, -1.0, 0.0; 21.0, 0.0, -10.0, 0.0; 16.0, 0.0, -8.0, 0.0; -13.0, 0.0, 7.0, 0.0;
-10.0, 0.0, 5.0, 0.0; -7.0, 0.0, 0.0, 0.0; 7.0, 0.0, -3.0, 0.0; -7.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-8.0, 0.0, 3.0, 0.0; 6.0, 0.0, 0.0, 0.0; 6.0, 0.0, -3.0, 0.0; -6.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-7.0, 0.0, 3.0, 0.0; 6.0, 0.0, -3.0, 0.0; -5.0, 0.0, 3.0, 0.0; 5.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-5.0, 0.0, 3.0, 0.0; -4.0, 0.0, 0.0, 0.0; 4.0, 0.0, 0.0, 0.0; -4.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-3.0, 0.0, 0.0, 0.0; 3.0, 0.0, 0.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, -1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, -1.0, 0.0; -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, 0.0, 0.0;
2.0, 0.0, -1.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 1.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0;

```

```
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
1.0, 0.0, 0.0, 0.0];
```

```
function nut_fi_eps = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, typ_nut, fi_eps)
% Имя: utc_nut_fi_eps
% применить функцию коef
[koef_id, koef_abd, koef_ik, koef_abk] = коef; RAD_SEK_ANGL = pi/(3600*180);
if (typ_nut == 'd')
    n = 30;
else
    n = 76;
end;
sum_a = 0; sum_b = 0;
for i = 1 : n
    if (typ_nut == 'd')
        s1 = коef_id(i,1) * l + коef_id(i,2) * L1 + коef_id(i,3) * f + коef_id(i,4) * dd + коef_id(i,5) * omega;
        if (fi_eps == 'f')
            a = коef_abd(i,1) * 1e-4; bt = коef_abd(i,2) * 1e-4;
        else
            a = коef_abd(i,3) * 1e-4; bt = коef_abd(i,4) * 1e-4;
        end;
    else
        s1 = коef_ik(i,1) * l + коef_ik(i,2) * L1 + коef_ik(i,3) * f + коef_ik(i,4) * dd + коef_ik(i,5) * omega;
        if (fi_eps == 'f')
            a = коef_abk(i,1) * 1e-4; bt = коef_abk(i,2) * 1e-4;
        else
            a = коef_abk(i,3) * 1e-4; bt = коef_abk(i,4) * 1e-4;
        end;
    end;
    if (fi_eps == 'f')
        sin_s1 = sin(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * sin_s1; sb = bt * sin_s1;
    else
        cos_s1 = cos(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * cos_s1; sb = bt * cos_s1;
    end;
    arg = RAD_SEK_ANGL * s1; sum_a = sum_a + sa; sum_b = sum_b + sb;
end;
nut_fi_eps = sum_a + sum_b * t;
```

К функциям `s0_Nut`, `utc_nut`, `коef`, `utc_nut_fi_eps` необходимо добавить функции `JD_epochi`, `JD_data` и выполнить расчет на требуемую дату, ориентируясь на пример.

```
%Пример расчета истинного и среднего звездного времени
%Для истинного времени nut=1, для среднего nut=0
year=1994; mon= 7; day=16; nut=1;
[s0_m_mod, s0_nut_mod, s0_m_hour, s0_m_min, s0_m_sec, s0_nut_hour, s0_nut_min, s0_nut_sec] = s0_Nut(year, mon, day, nut);
[s0_m_mod, s0_nut_mod, s0_m_hour, s0_m_min, s0_m_sec, s0_nut_hour, s0_nut_min, s0_nut_sec]'
% Решение для приведенного примера
% s0_m_mod = 70464.3120260519
% s0_nut_mod = 70465.1816369200
% s0_m_hour = 0.0019000000000000
% s0_m_min = 0.0034000000000000
% s0_m_sec = 0.00243120260519
% s0_nut_hour = 19 часов
% s0_nut_min = 34 минуты
% s0_nut_sec = 25.1816369200 секунд
```

6.4 Орбитальное движение навигационных спутников

6.4.1 Иллюстрация размножения эфемерид спутников ГЛОНАСС

Приведенная программа иллюстрирует применение функции *MatLab* при решении системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты для размножения эфемерид спутников ГЛОНАСС. Программу и функции записать в папку *ОРБИТА_GLONASS*.

```
%Имя m-файла: ORBITA_1.m
%Программа иллюстрирует процедуру размножения эфемерид и орбиты спутника ГЛОНАСС
%(демонстрация упрощенного варианта решения системы дифференциальных уравнений
%движения спутника)
%Программа выполняется совместно с функцией orbit_GL, использующей функцию MatLab ode45
%для решения дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты
%Входные данные:
%вектор координат x, y, z спутника XYZ (размерность-метр);
%вектор скорости спутника по осям x, y, z (размерность-м/с) VXYZ;
%текущее время t= «начальное время» : «шаг» : «конечное время»= «время в часах»*3600»
%Выходные данные:
%координаты спутника X, Y, Z (x, y, z) в абсолютной (относительной) системах координат;
%скорости спутника Vx, Vy, Vz в абсолютной системе координат;
%вектор текущего времени T;
%вектор текущих координат и скоростей V
%Расчет вектора входных параметров у
omega = 0.7292115*10^(-4); %- скорость вращения Земли
t=0:360:23*3600;
S=-omega*3*3600; % угол
%XYZ=[21840.10466;-9006.95351;-9696.59786]; %координаты спутника
XYZ=[9795803.22265 ; -7174949.70703; 22480344.23828 ]; %координаты спутника
mS=[cos(S) -sin(S) 0; sin(S) cos(S) 0; 0 0 1]; %матрица преобразования координат
%VXYZ=[-1.19933288; 0.58113958; -3.25131421]; %скорости спутника
VXYZ=[2773.857116; 1295.602798; -814.5313262];
ys1=[mS*XYZ]'; %вектор преобразованных координат
ys2=[mS*VXYZ]'+omega*[-ys1(2) ys1(1) 0]; % вектор преобразованных скоростей
y=[ys1 ys2]; %вектор начальных условий
%Расчет орбиты спутника с помощью функции ode45
%[T,V] = ode45(@orbit_GL,[0:360:23*3600],[y],[]);
[T,V] = ode45(@orbit_GL,t,[y],[]);
% Координаты и график орбиты спутника
X=V(:,1);
Y=V(:,2);
Z=V(:,3);
subplot(2,1,1), plot3(X,Y,Z),grid on
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman');
%Vx=V(:,4);
%Vy=V(:,5);
%Vz=V(:,6);
%subplot(1,3,2), plot3(Vx,Vy,Vz)
% Координаты и график орбиты спутника в системе координат ПЗ90
S=omega*T;
x= X.*cos(S)+Y.*sin(S);
y =-X.*sin(S)+Y.*cos(S);
z =Z;
subplot(2,1,2), plot3(x,y,z),grid on
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman');
function [dy1 y1]= orbit_GL(t,y1)
%Имя функции: orbit_GL
%Функция записи системы дифференциальных уравнений для решения с помощью стандартной
% программы MatLab
dy1 = zeros(6,1);
prom=398600.44*10^9/((y1(1)*y1(1)+y1(2)*y1(2)+y1(3)*y1(3))^1.5);
dy1=[y1(4) y1(5) y1(6) [-y1(1) -y1(2) -y1(3)]*prom];
```

6.4.2 Орбитальное движение спутников GPS

Для изучения и исследования орбитального движения спутников GPS применяются следующие m-файлы и функции: *ECEFULLH.m*, *LLHECEF.m*-функции для преобразования координат; *Tim.m*-функция для расчета времени; *Yuma_GPS_Alm1.m*-функция считывания данных альманаха и m-файл *Orbita_GPS.m*, рассчитывающий орбиты спутников GPS по данным альманаха, представленного в формате YUMA. Более полные сведения о перечисленных программах даются в комментариях к ним.

Листинги программ

```
function [Rx,Ry,Rz] = ECEFULLH(lon, lat,hr)
%Имя функции: ECEFULLH.m
%Функция выполняет преобразование координат
%Входные данные: lon-долгота, lat-широта, h-высота; a, b-большая
%и малая полуоси эллипсоида
%Выходные данные Rx, Ry, Rz- координаты в ECEF
%Для WGS-84
a=6378137.0; b=6356752.314; n=a*sqrt(a*cos(lat)*cos(lat)+b*b*sin(lat)*sin(lat));
Rx=(n+hr)*cos(lat)*cos(lon); Ry=(n+hr)*cos(lat)*sin(lon); Rz=(b*b/(a*a)*n+hr)*sin(lat);
function [lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk,Yk,Zk)
%Имя функции: LLHECEF.m
%Функция выполняет преобразование координат.
%Входные данные: Rx,Ry,Rz - координаты в ECEF
%Выходные данные: lon-долгота, lat-широта, h-высота
%a, b - большая и малая полуоси эллипсоида
a=6378137.0; b=6356752.314; xy = sqrt(Xk*Xk + Yk*Yk); thet = atan(Zk*a/(xy*b));
esq = 1.0-b*b/(a*a); epsq = a*a/(b*b)-1.0;
lats = atan((Zk+epsq*b*(sin(thet)^3))/(xy-esq*a*(cos(thet)^3))); lons = atan2(Yk,Xk);%!
if lons < 0
lons = 2*pi + lons;
end ;
n = a*sqrt(a*cos(lats)*cos(lats) + b*b*sin(lats)*sin(lats)); hrs = xy/cos(lats)-n;
end
function [week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s)
%Имя функции: Tim.m
%Функция Tim.m работает совместно со стандартной функ. MatLab DAYSDIF.m и рассчитывает:
%week- текущую GPS-неделю, modeweek- модифицированную GPS неделю, d- количество дней,
%dweek- день недели ,weeks- время GPS
%Входные данные: d2='10/23/2007' - 'номер месяца/номер дня месяца/номер года', h=23.0 -часы,
%; min=59.0- минуты, s=59.0- секунды, на которые рассчитываются выходные данные
%d2='10/35/2003';h=23.0;min=59.0;s=59.0;
week = floor(DAYSDIF('1/6/1980',d2,3)/7);% текущая GPS-неделя
modeweek=week-1024;% модифицированная GOS-неделя
d = DAYSDIF('1/6/1980',d2,3);%количество дней
dweek=fix(d-week*7);%номер дня недели (нулевой день-воскресенье)
weeks=(dweek)*24*60*60+h*60*60+min*60+s;% время GPS в неделе (секунды)
%Пример применения функции Tim.m
%Имя m- файла: PR Tim.m
d2= '10/13/2006'; h=22.0; min=40.0; s=11.0; [week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
[week,modeweek,d,dweek,weeks] %=1396 372 9777 5 513611 - результат расчета;
%1396-неделя GPS, отсчитываемая с ночи с 5 на 6 января 1980 года, 372=1396-1024- модифициро
% ванная неделя GPS, 9777- количество дней, прошедших с 6 января 1980 года, 5-пятый день недели
%(пятница), считая с понедельника, 513611-количество секунд от начала текущей недели.
d = DAYSDIF('1/6/1980',d2,3);%функция MatLab
function [alm,max_kol] = Yuma_GPS_Alm1(Dat)
%Имя функции: Yuma_GPS_Alm1.m
%Функция читает данные альманаха, записанные в формате YUMA
%Входные данные записываются в переменную Dat, например,
%Dat='Имя файла альманаха в формате YUMA'
%Выходные данные: 1. Численные значения альманаха спутников GPS, представляемые
```

```

%в виде структуры в переменной alm =[%alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3);
%alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);%alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8);
%alm(ID).omega(9);%alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13)], где
% цифра в скобках обозначает порядковый номер параметра альманаха в формате YUMA.
%Для чт. альманаха в т-файл функция записывается в виде [alm,max_kol]=Yuma_GPS_Alm1(Dat).
%2. Количество спутников GPS записывается в переменную max_kol.
for i=1:32% цикл
    alm(i).ID = 0;% обнуление массива
    alm(i).Health=63;% обнуление массива
end;
fid =fopen(Dat,'rt');% открыть файл для чтения
%чтение данных из файла
max_kol = 0;
while notfeof(fid)
    s1=fscanf(fid,'%s',6);
    if notfeof(fid)
        lenstr = length(s1);
        while (fscanf(fid,'%s',1) == '*')
            end
        str1 = fscanf(fid,'%s',1); lenstr = length(str1); n_sv = sscanf(str1,'%d');
        strID = str1(1:lenstr); ID = sscanf(strID,'%d'); alm(ID).ID = ID; t_2=fscanf(fid,'%s',1);
        alm(ID).Health=fscanf(fid,'%d',1); t_3=fscanf(fid,'%s',1);
        alm(ID).e = fscanf(fid,'%g',1); t_4=fscanf(fid,'%s',3);
        alm(ID).TOA =fscanf(fid,'%g',1); t_5=fscanf(fid,'%s',2);
        alm(ID).deltai=fscanf(fid,'%g',1);%i0
        t_6=fscanf(fid,'%s',4); alm(ID).OMEGADOT=fscanf(fid,'%g',1);
        while not(fscanf(fid,'%c',1) == ':')
            end
        alm(ID).A05=fscanf(fid,'%g',1); t_8=fscanf(fid,'%s',4);
        alm(ID).omega0 =fscanf(fid,'%g',1); t_9=fscanf(fid,'%s',3);
        alm(ID).omega=fscanf(fid,'%g',1); t_10=fscanf(fid,'%s',2);
        alm(ID).M0=fscanf(fid,'%g',1); t_11=fscanf(fid,'%s',1);
        alm(ID).Af0=fscanf(fid,'%g',1); t_12=fscanf(fid,'%s',1); alm(ID).Af1=fscanf(fid,'%g',1);
        t_13=fscanf(fid,'%s',1); alm(ID).Week=fscanf(fid,'%g',1); max_kol = max_kol+1;
    end
end
fclose(fid)
clear all
%Имя т-файла:Orbita_GPS.m
%Программа рассчитывает орбиты навигационных спутников GPS
%Входные данные:
%файл альманаха в формате Yuma,имя файла альманаха присваивается
%переменной «Dat»,например,Dat = 'имя файла альманаха';
%данные о начале отсчета «d2»,d2='месяц/день/год';h=час;min=минута;s=секунда;
%координаты позиции приемника -lat(широта в радианах),lon (долгота в радианах,
%hr (высота в метрах);
%шаг, с каким будут рассчитываться параметры орбит (step,секунды);
%количество точек (L), в которых будут рассчитываться параметры орбит
%L=12*3600/step.L читается так: количество часов (например,12)
%число секунд в часе (3600), деленное на шаг (step)
%В программе применяются функции: Yuma_GPS_Alm1.т- считывание данных альманаха,
%заданн. в формате YUMA; ECEFLLH.т, LLHECEF.т - преобр. координат;Tim.т-расчет времени,
%Постоянные:
%скорость вращения Земли
OMEGAeDOT = 7.2921151467e-005;
%или OMEGAeDOT=0;
mu=3986005000000000; F_CONST = 4.442807633E-10;
%Задание цветов для графики
j_color = 0;
color6(1:16) = [':','k','l','r','g','r','c','m','r',':','g',':','b',':','k','h'];
%Входные данные

```

```

Dat = 'almanac_yuma_week0371_589824.txt'; d2 = '10/06/2006'; h=13.0; min=8.0; s=55.0;
lat = 0.88032730015257; %50 град; 26 мин.; 20.54 с
lon = 0.53109641675259; %30 град; 25 мин.; 46.4995 с
hr = 184; %высота в метрах
step = 300;
L = (10*3600)/step;
% Чтение альманаха
[alm,max_kol] = Yuma_GPS_Alm1(Dat);
kol = 0;
for i = 1 : max_kol
    id=alm(i).ID;
    if id > 0
        kol = kol + 1; nom_ns(kol) = id;
    end
    nom_ns;%номер навигационного спутника
end
%Преобразование координат
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLH(lon, lat,hr);
%Rx=0;Ry=0;;Rz=0;%центр масс Земли
%Выбор спутников:
%для выбора спутников вводятся параметры kol-количество спутников для
%исследования и номера спутников,например, kol =4; nom_ns(1:kol) = [3 6 7 31],
%такая запись обозначает, что исследуются (рассчитываются) орбиты 4 спутников
%с номерами 3,6,7,31; количество номеров спутников должно совпадать с kol
%Варианты (можно любые другие)
%kol =9
%nom_ns(1:kol) = [1 3 4 5 6 7 8 9 10];
%kol =5
%nom_ns(1:kol) = [1 13 14 26 29]; %1 спутники орбиты 1
%kol =5
%nom_ns(1:kol) = [2 5 22 28 30]; %2 спутники орбиты 2
%kol =4
%nom_ns(1:kol) = [3 6 7 31]; %3 спутники орбиты 3
%kol =5
%nom_ns(1:kol) = [4 11 15 17 24]; %4 спутники орбиты 4
%kol =4
%nom_ns(1:kol) = [8 9 25 27]; %5 спутники орбиты 5
%kol =5
%nom_ns(1:kol) = [10 18 20 21 23]; %6 спутники орбиты 6
%kol =29
%nom_ns(1:kol) = [1 3 4 5 6 7 8 9 10 11 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31];
%kol =14;
%nom_ns(1:kol) = [1 3 4 5 6 7 8 9 10 11 13 14 15 16];% 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31];
kol =2;
nom_ns(1:kol)=[1 3 ]; str1 = num2str(nom_ns(1:kol));
for k = 1 : kol
    i = nom_ns(k);
%Начало отсчета текущего времени
[week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
%Расчет орбит спутников
for j = 1:L % 0:L
    t(j)=weeks+step*j; %step;
    %t1(j) = t(j)/60; %изменение дискретности текущего времени
    %d_wn = (week - alm(i).Week);%если в альманахе учтены 1024
    %d_wn = 0;
    d_wn=(modeweek-alm(i).Week);%если в альманахе не учтено 1024
    tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA; d_wn = abs(modeweek - alm(i).Week);
    dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
while (abs(tk) > dd)
    if tk > dd
        tk = tk - 604800;

```

```

else
    if tk < -dd
        tk = tk + 604800;
    end
end % if
end % while
%Справочник по альманаху- цифра в скобках обозначает порядковый номер
%параметра альманаха в формате YUMA
%alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);
%alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);
%alm(ID).M0(10); alm(ID).Afl(11); alm(ID).Afl(12); alm(ID).Week(13);
n0=sqrt((mu)/(alm(i).A05^6)); n=n0; Mk = alm(i).M0+n*tk; e=alm(i).e;
%Решение уравнения Кеплера
eps = 1.0E-15; y = e * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
for k = 0 : 15
    x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - e * sin(x));
    if (abs(y - y1) < eps)
        break
    end
    x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
end %k
Ek = x; deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek);
dt1 = alm(i).Afl + alm(i).Afl * tk + deltr; tk = tk - dt1;
nuk = atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek), (cos(Ek)-alm(i).e));
Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk)));
Fk = nuk + alm(i).omega; uk = Fk; ik=alm(i).deltai;
rk = (alm(i).A05^2)*(1.0-alm(i).e*cos(Ek)); xkk = rk*cos(uk); ykk = rk*sin(uk);
OMEGAk = alm(i).omega0+(alm(i).OMEGADOT-OMEGAE DOT)*tk-OMEGAE DOT*alm(i).TOA;
%Координаты спутников
Xk(j) = xkk *cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
Yk(j) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk); Zk(j) = ykk*sin(ik);
%Дальности до спутников
PR(j) = sqrt((Xk(j) - Rx)^2 + (Yk(j) - Ry)^2 + (Zk(j) - Rz)^2);
%Перевод в географическую систему, если требуется
%[lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk,Yk,Zk);
%(Llon(j),Llat(j),Hhr(j)) = [lons,lats,hrs];
xls = Xk(j) - Rx; yls = Yk(j) - Ry; zls = Zk(j) - Rz; range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
if j>1
    doppler(j-1) = (range1 - range2) * 5.2514 / step;%расчет доплеровской частоты
end
range2 = range1; P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz); tdot = (Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;
xll = xls/range1; yll = yls/range1; zll = zls/range1;
%Расчет угла видимости
if tdot >= 1.00
    b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00
    b = pi;
else
    b = acos( tdot);
end
satang = pi/2.0 - b;
TT(j) = satang;
%Расчет угла азимута
xn = -cos(lon)*sin(lat); yn = -sin(lon)*sin(lat); zn = cos(lat); xe = -sin(lon); ye = cos(lon);
xaz = xe*xll + ye*yll; yaz = xn*xll + yn*yll + zn*zll;
if (xaz == 0) or (yaz == 0)
    az(j) = 0;
else
    az(j) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j) < 0

```

```

    az(j) = az(j) + pi*2;
    end
end %j
for j = 1:L
    [Llon(j),Llat(j),Hhr(j)] = LLHECEF(Xk(j),Yk(j),Zk(j));%преобразование координат
    if j > 1
        if abs(Llon(j)-Llon(j-1)) > pi
            Llon(j) = Llon(j) + 2*pi;
        end
    end
end
end
j_color = j_color + 1;
if(j_color > 14)
    j_color = 1;
end
%F_ont=get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',16,'FontName','TimesNewRoman';%форм. текст. на граф.
S = color6(j_color);
%Графика
%График 1; для вывода графика убрать символы %{} и %}, относящиеся к данному графику
%{
h_F1=gca; plot3( Xk(:),Yk(:),Zk(:),S),
hold on,
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
set(h_F1,'Position',[0.1 0.1 0.85 0.9]);
    xlabel('Координата X')
        ylabel('Координата Y'), zlabel('Координата Z'),grid on
%}
%{
%График 2; для вывода графика убрать символы %{} и %}, относящиеся к данному графику
subplot(2,1,1),plot(t,az(:),S),
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
hold on,
    xlabel('Время'),
        ylabel('Угол азимута,радиан')
grid on
    subplot(2,1,2),plot(t,TT(:),S),
        set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
hold on,xlabel('Время'),
        ylabel('Угол видимости'),
grid on
%}
%{
%График 3; для вывода графика убрать символы %{} и %}, относящиеся к данному графику
subplot(2,1,1),plot(t(1:(j-1)),doppler(:),S),
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
hold on,
    xlabel('Время '),
        ylabel('Доплеровская частота'), grid on
    subplot(2,1,2), plot(Llon(1:j),Llat(1:j),S),
        set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
hold on, xlabel('Долгота'),ylabel('Широта')
grid on
%}
%График 4; для вывода графика убрать символы %{} и %}, относящиеся к данному графику
%hF=figure('Color','w','MenuBar','none')
subplot(1,2,1) .plot(Xk(:),Yk(:),S),
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
hold on,
    xlabel('Проекция орбит на плоскость XY')
grid on
    subplot(1,2,2), plot(t,PR(:),S),

```



```

set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
hold on,
xlabel('Время'),
ylabel('Дальность, метр '),grid on
end % i
clear

```

Для работы с приведенными программами необходимо их скопировать в отдельную папку и, изменяя входные данные, выполнить расчеты.

Примеры расчетов с помощью *m*-файла: *Orbita_GPS.m*, представлены на рисунках 6.21 - 6.25.

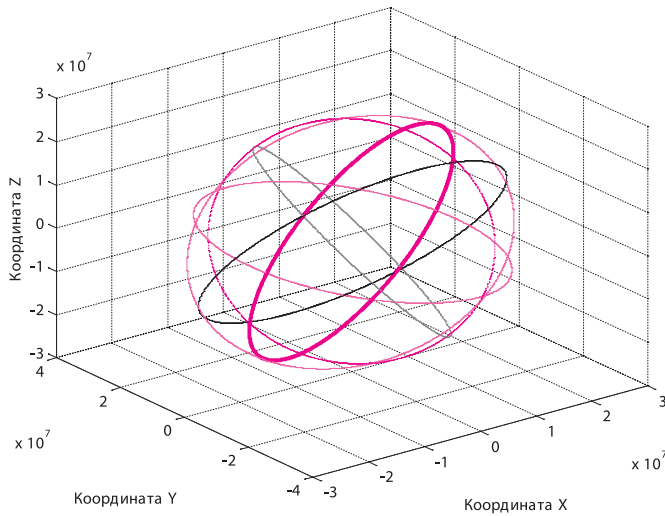


Рис. 6.21. Шесть орбит спутников GPS (из графика 1 файла: *Orbita_GPS.m*)

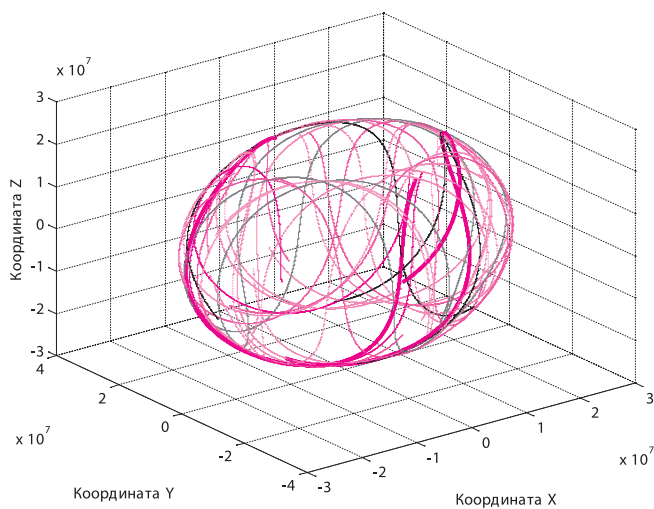


Рис. 6.22. Орбиты 29 спутников за 12 часов (из графика 1 файла: *Orbita_GPS.m*)

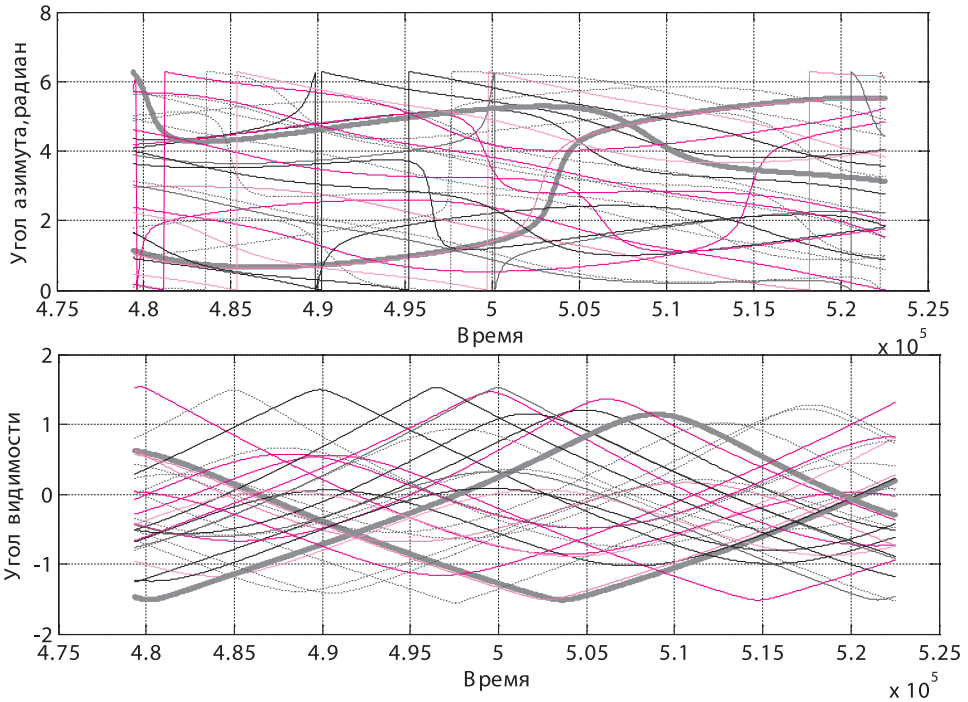


Рис. 6.23. Углы азимута и видимости 29 спутников за 12 часов (из графика 2 файла: *Orbita_GPS.m*)

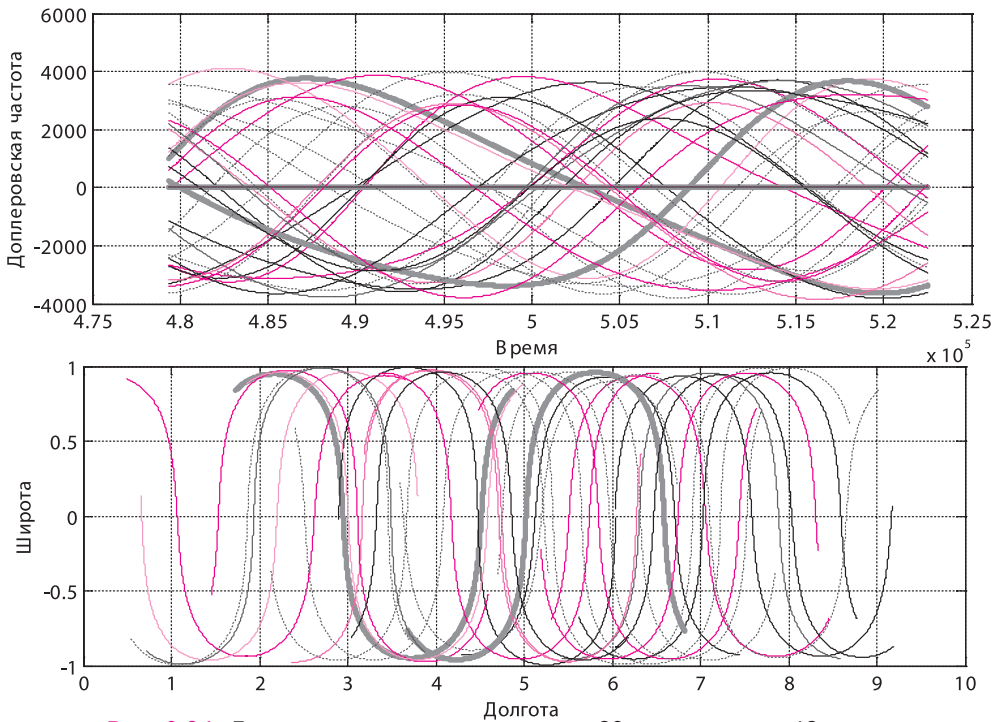


Рис. 6.24. Доплеровская частота и следы 29 спутников за 12 часов (из графика 3 файла: *Orbita_GPS.m*)

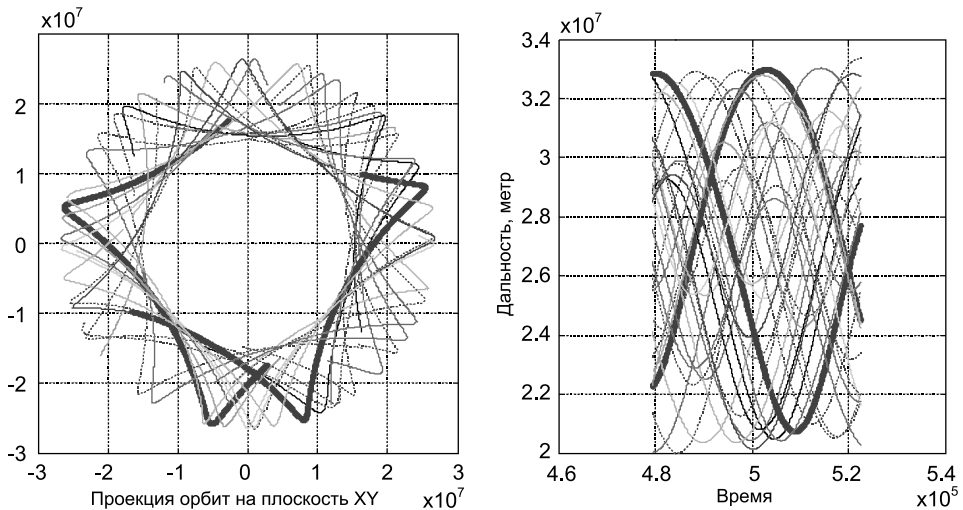


Рис. 6.25. Проекция орбит и дальности до 29 спутников за 12 часов
(из графика 4 файла: *Orbita_GPS.m*)

Файл *Orbita_GPS.m* предоставляет широкие возможности для исследования самых различных вариантов орбитального движения навигационных спутников *GPS* исследователю, работающему с данной программой.

Приведем еще один вариант файла-программы, решающей задачу фильтрации спутников по здоровью и видимости из конкретной точки в заданное время.

```
clear all
%Имя т-файла:Orbita_GPS_1.m
%Программа рассчитывает углы видимости, азимута и положение видимых спутников на задан
%ный момент времени навигационных спутников GPS
%Входные данные:
%файл альманаха в формате Yuta, имя файла альманаха присваивается
%переменной «Dat», например, Dat = 'имя файла альманаха';
%данные о начале отсчета «d2», d2='месяц/день/год'; h=час; min=минута; s=секунда;
%координаты позиции приемника -lat(широта в радианах), lon (долгота в радианах,
%hr (высота в метрах);
%шаг, с каким будут рассчитываться параметры (step, секунды);
%количество точек (L), в которых будут рассчитываться параметры орбит
%L=12*3600/step, L читается так: количество часов (например, 12)
%число секунд в часе (3600) деленное на шаг (step)
%Постоянные:
%скорость вращения Земли
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005; A_WGS84=6378137.0; B_WGS84=6356752.314;
%или
%OMEGAeDOT=0;
mu=3986005000000000; F_CONST = 4.442807633E-10;
kt=3;%установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2'; h; min;
%с и j или L;
%Задание цветов для графики
j_color = 0; color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' ':' 'g' ':' 'b' ':' 'k' 'h'];
%Входные данные
Dat = 'almanac_yuta_week0371_589824.txt'; d2='10/05/2006'; h=23.0; min=0.0; s=0.0;
lat = 0.88032730015257; %50 градусов 26 минут 20.54 секунд
lon = 0.53109641675259; %30 градусов 25 минут 46.4995 секунд
hr=187.488; % метров
X_label=['Широта' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
step=3600; %шаг отсчета времени в секундах (300=5 минутам); шаг можно изменять
```

```

L=(24*3600) / step; % у́брать % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%L=1;% установить % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%Чтение альманаха
[alm,max_kol] = Yuma_GPS_Alm1(Dat); nom = 1; i = 0; k = 0;
for i = 1 : max_kol
    id = alm(nom).ID;
    Health = alm(nom).Health;
    % fprintf('1: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
    if ( id > 0)
        if ( Health == 0)
            k = k + 1; nom_ns(k) = id;
            % fprintf('2: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health); nom = nom + 1;
        else
            nom = nom + 1;
        end;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
end; % i
kol = k; fprintf('kol=%i \n', kol);
% nom_ns%номер навигационного спутника
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLH(lon, lat,hr); %Rx=0;Ry=0;Rz=0;%центр масс Земли
%Начало отсчета текущего времени
[week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
for j = 1:L % 0:L
    t(j)=weeks+step*(j); %step; %t1(j) = t(j)/60; %изменение дискретности текущего времени
    %d_wn = (week - alm(i).Week); %d_wn = 0;
    d_wn=(modeweek-alm(i).Week); %если в альманахе не учтено 1024
    tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA; d_wn = abs(modeweek - alm(i).Week);
    dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
    for k = 1 : kol
        i = nom_ns(k);
        %Расчет орбит спутников
        if((alm(i).A05 > 0) & (alm(i).Health == 0))
            while (abs(tk) > dd)
                if tk > dd
                    tk = tk - 604800;
                else
                    if tk < -dd
                        tk = tk + 604800;
                    end
                end % if
            end % while
            %Справочник по альманаху - цифра в скобках обозначает порядковый номер
            %параметра альманаха в формате YUMA
            %alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);
            %alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);
            %alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13);
            n0=sqrt((mu) / (alm(i).A05^6));
            j2 = 1082.68E-6; re = (A_WGS84 + B_WGS84)/2; sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0);
            dn = 1.5 * j2 * re * re / (alm(i).A05^4) * (1. - 1.5 * sin55 * sin55); %dn = 0;
            n=n0 * (1 + dn); Mk = alm(i).M0 + n*tk; e=alm(i).e;
            %решение уравнения Кеплера
            eps = 1.0E-15; y = e * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
            for k = 0 : 15 % количество итераций
                x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - e * sin(x));
                if (abs(y - y1) < eps)
                    break
                end
            end
            x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
        end % kepler
    end
end

```

```

Ek = x; deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek);
dt1 = alm(i).Af0 + alm(i).Af1 * tk + deltr; tk = tk - dt1; vd = 1. - alm(i).e * cos(Ek);
nuk = atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek) / vd, (cos(Ek)-alm(i).e) / vd);
Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk))); Fk = nuk + alm(i).omega;
uk = Fk; ik = alm(i).deltai; rk = (alm(i).A05^2) * (1.0-alm(i).e*cos(Ek)); xkk = rk*cos(uk); ykk = rk*sin(uk);
OMEGAk = alm(i).omega0 + (alm(i).OMEGADOT-OMEGAeDOT) * tk - OMEGAeDOT * alm(i).TOA;
Xk(j,i) = xkk * cos(OMEGAk) - ykk * cos(ik) * sin(OMEGAk);
Yk(j,i) = xkk * sin(OMEGAk) + ykk * cos(ik) * cos(OMEGAk); Zk(j,i) = ykk * sin(ik);
%Dальности до спутников
PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 + (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2);
%Перевод в географическую систему, если требуется
%[lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk,Yk,Zk); % (Llon(j),Llat(j),Hhr(j)) = [lons,lats,hrs];
%расчет угла видимости спутника
xls = Xk(j,i) - Rx; yls = Yk(j,i) - Ry; zls = Zk(j,i) - Rz; range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
if j > 1
    doppler(j-1) = (range1 - range2) * 5.2514 / step;
end
range2 = range1; P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz); tdot = (Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;
xll = xls/range1; yll = yls/range1; zll = zls/range1;
if tdot >= 1.00
    b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00
    b = pi;
else
    b = acos(tdot);
end
satang = pi/2.0 - b; TT = satang; TT(j,i) = TT; %угол видимости спутников
%расчет угла азимута спутников
xn = -cos(lon) * sin(lat); yn = -sin(lon) * sin(lat); zn = cos(lat); xe = -sin(lon); ye = cos(lon);
xaz = xe*xll + ye*yll; yaz = xn*xll + yn*yll + zn*zll;
if (xaz == 0) or (yaz == 0)
    az(j) = 0;
else
    az(j,i) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j,i) < 0
    az(j,i) = az(j,i) + pi*2;
end
AZ(j,i) = az(j,i) * 180/pi; %угла азимута спутников в градусах
EL(j,i) = TT(j,i) * 180/pi; %угла видимости спутников в градусах
% ПЕРЕСЧЕТ ВРЕМЕНИ
A(j) = mod(t(j), 86400); her(j) = floor(A(j)/3600);
m(j) = floor((A(j)-her(j)*3600)/60); sek(j) = A(j)-her(j)*3600-m(j)*60;
%Построение полярной системы координат
if EL(j,i) < 0
    elp = 180;
else
    elp = (EL(j,i)-90);
end;
azp = (AZ(j,i) + 90.0); rad = pi / 180;
x0 = 0; y0 = 0; xt(j,i) = (elp * cos(azp * rad)); yt(j,i) = -(elp * sin(azp * rad));
end % i = ns
end; % if (alm(i).A05 > 0)
j_color = j_color + 1;
if (j_color > 14)
    j_color = 1;
end
S = color6(j_color);
end % j = time
%ВНИМАНИЕ. Для вывода времени визуализации спутников на график установите kt

```

```

%t_title=[d2 ' ' num2str(her(kt)) ':' num2str(m(kt)) ':' num2str(sek(kt))];
%X_label='ГШупома' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
%num2ctr(lat)
%num2str(her(kt))
%X_label=['66' ':'];
n = 6; max_n = max(nom_ns);
n_end = mod(max(nom_ns),n); n_end = mod(kol, n); n2 = fix(kol / n) * n - n + 1;
%Формирование таблицы вывода времени UTC (Time), GPS (TGPS в сек.), номера спутника (nns),
% углов видимости и азимута от времени и номера спутника
for i=1:n:kol
    fprintf(' Time TGPS ');
    for k=1: n
        nns = nom_ns(i+k-1); fprintf('%2i ', nns);
        end;
    fprintf('\n');
    for j=1:L
        fprintf('%2i:%2i:%2i %i ',her(j),m(j),sek(j), t(j));
        for k=1: n
            nns = nom_ns(i+k-1);
            fprintf('%6.1f*%6.1f', EL(j,nns), AZ(j,nns) );
            end;
        fprintf('\n');
        end ; % J=1:L
        if (i) == (n2)
            n = n_end;
        end;
    end % i
hold on
%Окружность уровней на круговой диаграмме видимости спутников
k1 = 10; k2 = 30; k3 = 50; k4 = 70; k5 = 85; k6=90; n=0;
for k=1:5:365
    n=n+1; m1 = pi / 180; x(n)=cos(k*m1); y(n)=sin(k*m1);
    end;
%График круговой диаграммы
plot(k1*x(:),k1*y(:),'k:', k2*x(:),k2*y(:),'k:', k3*x(:),k3*y(:),'k:',k4*x(:),k4*y(:),'k:', k5*x(:),k5*y(:),'r',
k6*x(:),k6*y(:),'r:');
text(5, 10,'80','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(18, 23,'60','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(32, 37,'40','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(45, 50,'20','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(55, 60,'5','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(62, 67,'0','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
grid on;
%Построение изображений видимых спутников на круговой диаграмме
i=1;
for k=1:kol
    i = nom_ns(k); plot(xt(kt,i),yt(kt,i), 'Marker' , 'd','MarkerSize',20)
    title(t_ille);
    xlabel(X_label,'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
    set(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman')
    hold on
        str1 = num2str( i, 2);
        text(xt(kt,i), yt(kt,i),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center');
        axis([-100 100 -100 100]); %axis([-90 90 -90 90]);
    end
clear

```

Расчет углов видимости и азимута с интервалом 1 час для 28 здоровых спутников, выполненный m-файлом *Orbita_GPS_1.m* приведен в таблице и на рис. 6.26. Знак «-» (минус) обозначает невидимые в указанное время спутники.

Таблица. Углы видимости и азимута спутников GPS 6 октября 2006 года

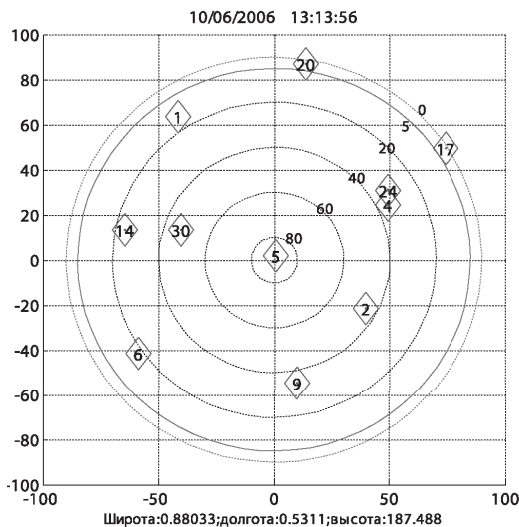
<i>Time</i>	<i>TGPS</i>	1	2	3	4	5	6
0:0:0	432000	72.9*100.5	-46.1*321.4	-13.0*175.9	-16.4*313.7	-0.8*27.4	-53.0*75.4
1:0:0	435600	52.0*58.3	-25.7*328.2	-27.7*162.0	6.1*317.2	-0.0*5.2	-38.8*53.7
2:0:0	439200	26.6*60.6	-3.9*329.0	-32.9*141.1	28.5*309.9	-11.0*346.3	-21.6*38.6
3:0:0	442800	4.0*71.8	16.8*320.1	-27.1*118.8	42.2*283.5	-28.3*332.7	-6.8*22.4
4:0:0	446400	-16.0*86.0	29.1*296.8	-13.6*99.8	35.2*249.6	-46.7*319.6	-0.0*2.2
5:0:0	450000	-34.6*100.8	23.9*267.4	2.0*81.1	15.4*229.1	-61.5*296.6	-5.1*341.6
6:0:0	453600	-52.7*114.0	6.8*246.0	12.6*58.4	-4.9*215.1	-63.7*256.6	-19.2*324.9
7:0:0	457200	-70.8*120.3	-11.3*229.4	10.3*34.4	-20.3*199.3	-51.4*233.3	-36.6*310.1
8:0:0	460800	-84.6*49.6	-24.2*211.1	-4.1*17.8	-26.9*178.9	-33.3*230.4	-51.8*289.9
9:0:0	464400	-68.4*353.7	-27.6*189.7	-23.9*10.2	-22.2*157.6	-13.3*236.8	-57.4*257.5
10:0:0	468000	-47.7*352.9	-20.0*170.2	-44.5*8.0	-8.1*140.1	8.1*248.1	-48.6*230.5
11:0:0	471600	-26.1*352.4	-3.6*155.9	-64.3*5.9	11.5*124.4	31.1*262.4	-31.2*221.6
12:0:0	475200	-5.0*346.7	18.1*144.0	-81.0*337.1	30.4*103.0	56.0*278.8	-10.3*223.8
13:0:0	478800	11.4*331.9	40.6*125.4	-74.8*252.1	36.5*70.8	82.8*306.0	12.5*232.3
14:0:0	482400	16.0*308.0	50.7*86.9	-57.8*249.5	23.4*46.1	68.6*120.0	36.7*245.2
15:0:0	486000	6.2*284.5	36.2*55.6	-40.2*259.5	2.1*38.2	40.8*134.6	61.8*263.1
16:0:0	489600	-10.8*266.1	12.6*48.8	-21.9*272.2	-19.7*40.7	14.9*144.1	85.3*335.1
17:0:0	493200	-27.0*247.9	-10.3*53.7	-1.9*284.8	-39.8*49.3	-8.6*148.9	65.4*95.7
18:0:0	496800	-36.0*225.2	-30.7*64.4	20.6*294.7	-58.1*62.6	-28.9*147.0	39.9*114.6
19:0:0	500400	-33.0*201.2	-49.0*78.6	45.7*296.6	-74.9*82.6	-44.1*134.3	15.3*127.8
20:0:0	504000	-18.7*184.9	-65.8*95.3	67.5*266.4	-86.4*204.9	-49.5*108.7	-7.9*136.5
21:0:0	507600	3.0*176.9	-81.9*118.7	58.1*204.2	-71.6*272.3	-42.3*82.0	-29.2*139.1
22:0:0	511200	29.5*172.5	-81.1*291.1	31.7*188.9	-54.5*291.2	-27.5*62.8	-47.0*131.3
23:0:0	514800	58.2*161.8	-63.7*310.7	6.5*183.1	-35.7*305.0	-11.4*45.9	-56.7*106.0
<i>Time</i>	<i>TGPS</i>	7	8	9	10	11	13
0:0:0	432000	-36.9*144.7	-49.9*251.3	-16.8*0.2	-74.1*251.9	68.9*226.5	-14.8*220.0
1:0:0	435600	-42.3*120.7	-45.2*224.0	-37.5*353.1	-57.7*273.4	47.4*189.5	7.9*228.7
2:0:0	439200	-35.6*95.9	-29.9*210.4	-57.8*346.7	-40.1*290.0	21.1*181.8	32.2*242.9
3:0:0	442800	-21.4*76.8	-9.3*208.3	-74.7*323.0	-20.7*303.1	-2.3*176.2	57.3*264.1
4:0:0	446400	-6.0*59.4	14.3*213.4	-74.0*255.0	1.2*311.6	-20.6*166.4	79.9*324.4
5:0:0	450000	4.2*39.2	40.3*223.8	-58.4*239.5	25.1*311.9	-31.3*149.2	66.9*79.8
6:0:0	453600	3.0*17.6	67.7*241.6	-40.8*245.2	46.2*294.2	-31.8*126.8	42.1*106.9
7:0:0	457200	-9.4*0.8	82.7*31.9	-22.6*256.9	48.5*252.7	-22.5*105.9	17.7*123.8
8:0:0	460800	-27.8*350.2	56.8*74.6	-3.1*270.7	29.2*225.3	-8.2*87.4	-5.4*135.3
9:0:0	464400	-47.8*341.8	31.9*93.6	18.8*284.5	5.9*211.8	5.1*67.5	-27.0*140.9
10:0:0	468000	-66.0*324.8	8.8*109.5	44.1*295.2	-13.8*199.3	9.8*44.4	-46.0*136.8
11:0:0	471600	-72.6*272.9	-13.0*122.3	72.2*288.5	-26.3*181.9	1.9*23.9	-58.5*114.6
12:0:0	475200	-59.7*240.4	-33.5*130.2	70.8*179.4	-28.2*159.9	-14.7*11.4	-56.5*78.5
13:0:0	478800	-41.3*239.1	-52.2*128.9	41.1*169.9	-18.8*139.5	-34.5*5.5	-41.9*55.1
14:0:0	482400	-21.9*247.3	-65.7*106.0	13.7*170.5	-1.7*122.8	-54.3*1.9	-23.3*40.4
15:0:0	486000	-2.0*259.5	-63.8*62.2	-9.6*168.4	17.8*104.8	-72.5*349.4	-6.2*24.7
16:0:0	489600	19.0*273.1	-48.3*38.9	-27.7*159.9	30.9*78.0	-78.7*279.1	3.0*3.8
17:0:0	493200	41.9*285.7	-29.1*27.1	-38.1*142.0	26.3*48.7	-64.3*249.6	-1.0*341.5
18:0:0	496800	67.2*291.3	-10.8*14.6	-37.4*118.0	7.8*33.4	-46.9*253.2	-15.6*323.7
19:0:0	500400	80.9*182.9	1.6*356.3	-26.4*96.8	-14.2*30.8	-28.7*263.5	-34.1*309.3
20:0:0	504000	53.1*159.6	2.0*333.5	-10.5*78.8	-35.5*35.9	-9.5*275.5	-50.9*290.7
21:0:0	507600	24.6*162.0	-9.6*313.0	4.2*58.7	-55.1*46.5	11.6*286.5	-58.8*258.6
22:0:0	511200	-1.0*162.8	-26.6*296.0	9.2*34.3	-73.1*63.8	35.2*293.0	-51.4*228.5
23:0:0	514800	-22.5*157.9	-42.4*276.7	0.0*12.6	-86.8*161.9	59.9*284.1	-34.3*218.3

Продолжение таблицы

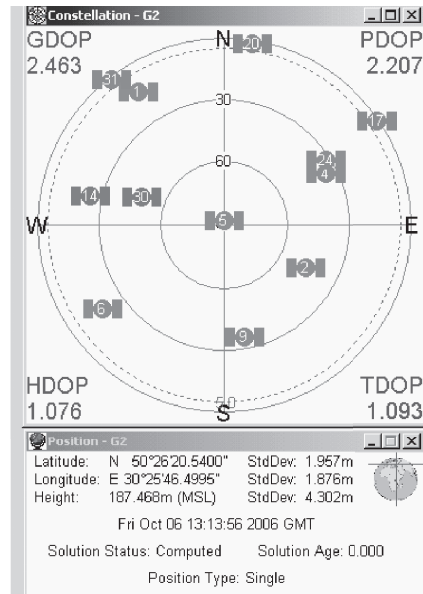
Time	TGPS	14	16	17	18	19	20
0:0:0	432000	32.0*51.0	-27.1*150.4	21.4*314.6	-29.0*86.9	8.0*191.3	43.9*274.1
1:0:0	435600	7.8*52.7	-15.8*130.6	24.4*287.5	-47.2*101.0	-13.6*182.3	69.5*293.5
2:0:0	439200	-13.9*62.5	1.8*113.9	12.0*263.0	-64.8*112.6	-28.2*166.8	82.3*103.7
3:0:0	442800	-33.2*76.3	19.8*94.3	-6.0*245.0	-82.2*105.9	-32.3*144.6	54.2*130.7
4:0:0	446400	-50.8*92.5	28.4*66.9	-21.7*227.4	-77.6*344.4	-25.0*122.4	26.9*142.5
5:0:0	450000	-67.7*110.3	19.9*41.5	-29.5*206.1	-58.2*342.6	-10.1*104.1	1.7*149.5
6:0:0	453600	-84.5*137.5	0.6*29.8	-26.1*184.3	-37.7*345.2	6.8*85.8	-20.6*150.7
7:0:0	457200	-77.3*309.4	-21.2*28.7	-12.3*168.0	-16.6*344.3	18.0*62.5	-38.7*142.8
8:0:0	460800	-58.4*324.3	-42.2*34.1	8.5*156.9	3.2*336.4	15.1*37.6	-48.9*121.5
9:0:0	464400	-37.9*332.9	-61.8*44.6	33.2*145.0	16.4*318.0	-0.4*21.7	-46.3*92.9
10:0:0	468000	-16.2*336.3	-80.0*62.6	54.3*116.9	15.8*292.6	-21.1*15.7	-33.3*71.1
11:0:0	471600	5.6*332.1	-82.4*235.2	51.7*69.6	2.7*270.4	-42.4*16.0	-16.7*54.3
12:0:0	475200	22.7*315.9	-65.8*259.5	29.6*52.6	-14.3*252.4	-63.0*19.0	-2.5*36.1
13:0:0	478800	25.8*288.2	-48.8*276.6	5.8*54.5	-27.9*232.9	-82.0*10.5	2.5*14.2
14:0:0	482400	12.8*263.3	-30.7*291.6	-15.7*63.9	-32.4*209.8	-78.2*246.0	-5.1*353.6
15:0:0	486000	-6.0*245.5	-10.8*303.4	-34.9*77.2	-25.3*188.9	-60.6*249.7	-21.4*338.7
16:0:0	489600	-22.4*228.1	11.6*310.0	-52.4*92.5	-8.7*175.5	-43.1*262.6	-40.5*326.9
17:0:0	493200	-30.8*206.5	35.2*306.5	-69.3*108.5	14.0*167.6	-25.0*276.8	-58.1*309.7
18:0:0	496800	-27.5*184.0	52.5*279.1	-86.3*126.8	40.3*158.8	-5.5*290.1	-66.5*271.9
19:0:0	500400	-13.4*167.4	45.7*236.5	-75.9*314.8	63.3*129.3	16.4*300.1	-57.8*237.6
20:0:0	504000	8.0*156.5	22.9*215.8	-56.9*325.9	58.5*70.8	40.8*302.1	-40.6*229.7
21:0:0	507600	33.4*145.0	-0.2*204.1	-36.6*333.1	34.4*57.7	62.7*277.8	-20.9*234.4
22:0:0	511200	55.4*117.0	-18.5*190.6	-15.1*335.4	10.4*62.9	57.7*218.9	-0.1*244.9
23:0:0	514800	52.9*67.5	-28.3*171.4	6.1*330.2	-11.0*74.1	32.1*198.7	21.9*259.0
Time	TGPS	21	22	23	24	25	26
0:0:0	432000	-48.3*124.6	2.8*84.1	14.5*215.6	-11.0*311.8	30.7*126.9	-65.7*19.8
1:0:0	435600	-65.0*113.1	-17.1*97.8	40.5*226.5	11.5*315.2	46.4*96.8	-84.2*14.0
2:0:0	439200	-70.3*67.1	-35.9*110.3	67.9*244.8	33.6*306.9	40.7*61.0	-77.5*238.2
3:0:0	442800	-57.8*33.5	-54.4*118.5	82.5*33.8	45.9*277.6	20.4*47.0	-60.5*247.6
4:0:0	446400	-39.2*21.2	-71.9*111.3	57.0*77.0	36.3*243.2	-1.9*47.8	-43.4*262.3
5:0:0	450000	-20.1*11.7	-77.5*41.6	32.4*95.9	15.0*224.2	-22.8*56.0	-25.3*277.7
6:0:0	453600	-4.0*358.1	-61.3*9.3	9.4*111.6	-6.0*210.8	-41.8*68.7	-5.2*291.9
7:0:0	457200	3.6*338.1	-40.9*3.4	-12.3*124.0	-21.6*194.8	-59.4*84.8	18.1*302.6
8:0:0	460800	-1.2*316.0	-20.1*358.0	-32.8*131.3	-27.7*173.6	-76.3*106.5	44.5*304.3
9:0:0	464400	-15.1*296.8	-1.6*347.3	-51.4*129.3	-22.3*151.8	-85.4*255.1	66.9*271.6
10:0:0	468000	-31.1*278.7	9.3*328.4	-64.6*106.0	-7.4*134.1	-68.4*297.5	55.7*210.6
11:0:0	471600	-42.6*255.9	7.2*305.1	-62.5*63.7	12.2*117.8	-49.6*312.4	28.5*196.1
12:0:0	475200	-43.3*229.0	-5.7*284.8	-47.0*40.5	29.8*95.5	-29.4*322.0	3.2*190.1
13:0:0	478800	-32.1*209.9	-21.9*267.1	-28.0*28.0	33.7*64.4	-7.8*326.0	-17.2*181.4
14:0:0	482400	-13.4*202.3	-34.6*246.8	-10.0*14.8	19.9*42.2	13.6*321.9	-30.5*165.6
15:0:0	486000	9.6*202.5	-38.1*222.2	1.6*356.0	-1.1*35.4	29.9*304.5	-33.2*143.2
16:0:0	489600	35.5*207.3	-29.5*201.4	1.0*333.5	-22.6*38.1	31.2*275.2	-24.4*121.4
17:0:0	493200	63.5*213.9	-11.8*190.0	-11.1*313.7	-42.8*46.9	16.8*250.8	-8.2*103.3
18:0:0	496800	86.8*100.4	11.6*185.9	-28.0*297.2	-61.3*60.6	-2.5*233.8	9.6*84.0
19:0:0	500400	60.1*70.1	39.0*184.3	-43.6*277.9	-78.4*84.1	-19.0*217.0	20.0*58.2
20:0:0	504000	34.7*83.1	67.7*172.5	-50.9*250.1	-83.4*233.9	-27.6*196.0	14.1*32.3
21:0:0	507600	11.5*97.5	72.8*79.7	-44.9*223.6	-67.3*270.9	-24.6*173.6	-4.0*17.7
22:0:0	511200	-10.0*110.8	47.4*63.9	-28.8*211.3	-49.9*289.0	-10.9*155.8	-25.6*13.5
23:0:0	514800	-30.4*120.9	23.0*72.2	-7.8*210.3	-31.0*302.9	9.5*142.1	-47.0*15.4

Окончание таблицы

Time	TGPS	27	28	29	30		
0:0:0	432000	-43.0*223.5	-8.6*276.9	-71.4*16.1	-7.2*60.3		
1:0:0	435600	-28.6*206.6	-24.7*258.7	-86.6*291.0	3.7*39.3		
2:0:0	439200	-7.4*201.5	-35.6*236.7	-70.0*240.4	2.9*16.4		
3:0:0	442800	17.5*203.7	-35.6*211.9	-52.0*251.0	-9.9*358.5		
4:0:0	446400	44.7*210.3	-23.8*193.5	-34.0*265.6	-28.6*347.2		
5:0:0	450000	72.9*218.8	-4.0*184.3	-15.1*280.5	-48.5*338.2		
6:0:0	453600	79.6*60.4	20.8*180.7	5.6*293.9	-66.0*320.2		
7:0:0	457200	54.0*71.5	48.7*176.8	28.9*302.9	-72.0*270.5		
8:0:0	460800	30.4*86.6	74.0*143.9	54.3*299.9	-59.8*239.6		
9:0:0	464400	8.3*101.7	63.4*66.9	69.4*247.7	-42.2*237.9		
10:0:0	468000	-13.1*115.0	37.9*63.4	49.6*201.8	-23.4*246.0		
11:0:0	471600	-33.8*124.4	14.3*73.2	21.9*192.3	-3.6*258.2		
12:0:0	475200	-53.5*125.6	-6.8*86.5	-3.0*186.1	17.7*272.1		
13:0:0	478800	-69.0*103.4	-26.4*100.4	-22.6*175.4	41.5*285.5		
14:0:0	482400	-67.5*50.8	-45.3*112.5	-33.6*156.2	68.5*293.2		
15:0:0	486000	-50.9*27.6	-63.7*118.3	-32.6*131.8	80.1*164.7		
16:0:0	489600	-31.2*17.9	-79.7*89.9	-20.7*110.7	50.6*154.9		
17:0:0	493200	-12.4*7.8	-72.6*10.9	-3.3*93.0	22.5*159.2		
18:0:0	496800	1.2*352.3	-53.2*0.7	12.8*72.7	-2.3*161.1		
19:0:0	500400	4.3*331.4	-32.5*358.0	18.5*47.2	-23.1*157.1		
20:0:0	504000	-4.6*310.9	-12.1*352.5	8.9*25.4	-37.8*143.9		
21:0:0	507600	-20.3*293.4	4.7*339.7	-9.9*14.4	-42.8*120.5		
22:0:0	511200	-36.3*274.9	11.9*318.4	-31.3*11.8	-36.1*96.1		
23:0:0	514800	-45.8*249.4	5.5*295.1	-52.5*14.0	-21.9*76.9		



а



б

Рис. 6.26. Углы видимости и азимута: а - расчет, б - эксперимент
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 506)

6.4.3 Орбитальное движение спутников ГЛОНАСС

Приведенный ниже комплекс программ для изучения орбитального движения спутников ГЛОНАСС составлен на основе формул для расчета орбит спутников в полном соответствии с интерфейсным контрольным документом ГЛОНАСС [24]. Структура комплекса имеет следующий вид.

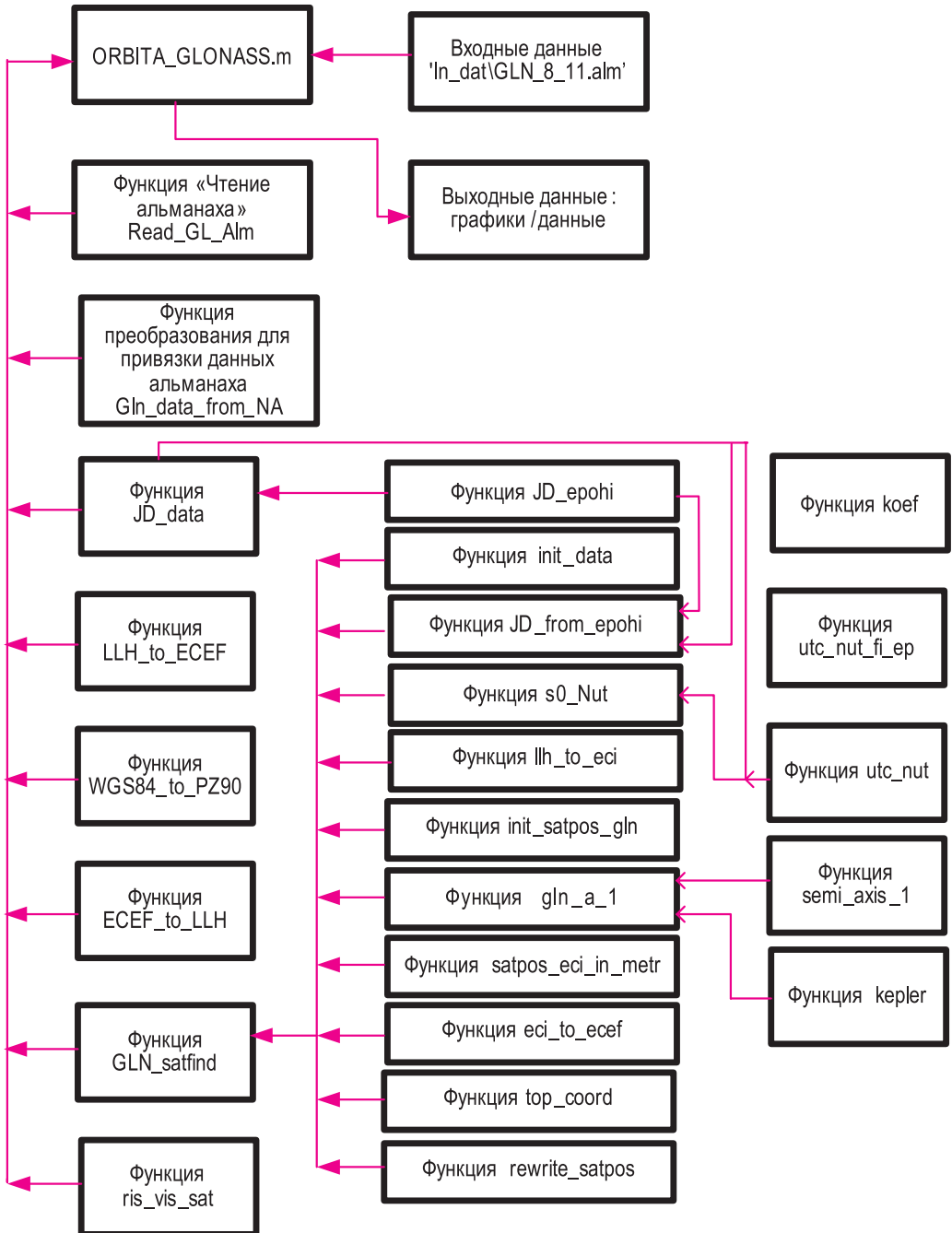


Рис. 6.27. Структура комплекса программ орбитального движения спутников ГЛОНАСС

Листинги программ. Основные возможности программ даны в комментариях.

Файл ORBITA_GLONASS.m

```

clear all
%Имя файла:ORBITA_GLONASS.m
%Программа рассчитывает орбиты спутников ГЛОНАСС по данным альманаха приемника
% НАВИОП 14 разработанного ГП ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ в строгом соответствии с интерфейс
%ным контрольным документом ГЛОНАСС
% Входные данные:
%Dat - альманах ГЛОНАСС находится в папке In_dat, например, Dat = 'In_dat\GLN_8_11.alm';
%Data_observ.year - год ;
%Data_observ.mon - месяц ;
%Data_observ.day - день;
%current_loc_wgs - координаты точки, из которой проводится наблюдение спутников (pos. reciver:
% WGS-84) current_loc_wgs.lat - широта, радиан (DEG_TO_RAD * (50. + 29.0/60.0 + 36.78/3600.0),
% например, 50 градусов; 29 минут; 36.78 секунд;
% current_loc_wgs.lon - долгота, радиан ( DEG_TO_RAD * (30. + 27.0 / 60.0 + 50.5 / 3600.0),
% например, 30 градусов; 27 минут; 50.5 секунд;
%current_loc_wgs.h - высота, метр, например, 120.9; все в WGS 84
%step t - шаг в секундах (600= 10 минут);
%L =24*1 * 3600- расчетный интервал, например, 24 часа, 1 день, 3600 секунд
%kol - количество спутников, для которых строятся графики орбитального движения
%not_n(1:kol) - номера спутников, для которых строятся графики орбитального движения
% в (записываются квадратных скобках, через пробел, число номеров должно совпадать с количе
%ством спутников
%Выходные данные:
%x(j,i)= satpos_gln_ecef(i).x - координата спутника x с номером i на момент времени j в системе
% ECEF; y(j,i)= satpos_gln_ecef(i).y- координата спутника y с номером i на момент времени j в си
%стеме ECEF; z(j,i)= satpos_gln_ecef(i).z- координата спутника z с номером i на момент времени j
%в системе ECEF;
%x1(j,i)= satpos_gln_a(i).x- координата спутника x с номером i на момент времени j в системе ECI;
%y1(j,i)= satpos_gln_a(i).y- координата спутника y с номером i на момент времени j в системе ECI;
%z1(j,i)= satpos_gln_a(i).z- координата спутника z с номером i на момент времени j в системе ECI;
%x2(j,i)= satpos_gln_ecef(i).vx - скорость спутника с номером i на момент времени j по оси x;
%y2(j,i)= satpos_gln_ecef(i).vy- скорость спутника с номером i на момент времени j по оси y;
%z2(j,i)= satpos_gln_ecef(i).vz- скорость спутника с номером i на момент времени j по оси z;
%x3(j,i)= satvis_gln(i).el*180/pi - угол места спутника с номером i на момент времени j;
%y3(j,i)= satvis_gln(i).az- угол азимута спутника с номером i на момент времени j;
%z3(j,i)= satvis_gln(i).r - дальность до спутника с номером i на момент времени j;
%plot3(x(:,prn),y(:,prn),z(:,prn),S,'LineWidth',0.5)- график орбит спутников ГЛОНАСС в системе
%ECEF;
%plot3(x1(:,prn),y1(:,prn),z1(:,prn),S,'LineWidth',1)- график орбит спутников ГЛОНАСС в системе
%ECI;
%oris_vis_sat- график видимости спутников
%Примечание: места ввода данных отмечены строками %%%%%%%%%%
%Ввод входных данных
Dat = 'In_dat\GLN_8_11.alm';%%%%%%%%%
N=6378136;% радиус Земли (используется как нормирующий коэффициент
tar(N);%функция выводит на графики Землю
%Задание цветов для графики
j_color = 0; color6(1:11) = ['B' 'r' 'D' 'c' 'g' 'k' 'm' '.' 's' 'H' '+'];
%color6(1:16) = [ '.' 'k' '.' 'r' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' '.' 'g' '.' 'b' '.' 'k' 'h'];
[alm,max_kol] = Read_GL_Alm(Dat); % Чтение альманаха
nom = 1;
day_from_leap = alm(nom).Na;
while (alm(nom).Health > 0)
    day_from_leap = alm(nom).Na; % номер дня от ближайшего предшествующего високосного года
    nom = nom + 1;
end;
leap_year = 2004;% високосный год
%alm.Na -(сек) время привязки альманаха от начала предшествующего високосного года

```

```

% Время привязки альманаха:
timeUTC = Gln_data_from_NA(Leap_year, day_from_Leap);
[JD_alm, day_year_alm] = JD_data(timeUTC);
%JD_alm - номер юлианского дня привязки альманаха
% Data_observ - Дата начала обсервации (расчета):
Data_observ = timeUTC;
%{
Data_observ.year = timeUTC.year;
Data_observ.mon = timeUTC.mon;
Data_observ.day = timeUTC.day + 2;
%}
Data_observ.year = 2006; %%%%%%%%%%
Data_observ.mon = 11; %%%%%%%%%%
Data_observ.day = 9; %%%%%%%%%%
Data_observ.ti = 0; %%%%%%%%%%
[JD_observ, day_year_observ] = JD_data(Data_observ);
% JD_observ - номер юлианского дня обсервации
day_observ_alm = JD_observ - JD_alm;
%вывод в командное окно даты, на которую выполняется расчет параметров (год, месяц, день)
fprintf('year=%i mon = %i day = %i \n', Data_observ.year, Data_observ.mon, Data_observ.day);
%Расчет количества и номеров здоровых спутников по данным альманаха:
nom = 1; i = 0; k = 0; id = 0; id = alm(nom).ID;
while (i < 24)
    id = alm(nom).ID;
    Health = alm(nom).Health;
    fprintf('1: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
    if (id > 0)
        Health = alm(nom).Health;
        if (Health == 0)
            k = k + 1; nom_ns(k) = id;
    fprintf('2: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
    nom = nom + 1;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
    i = i + 1;
end; % i
kol = k;
% fprintf('kol=%i \n', kol); % для вывода номеров здоровых спутников перед fprintf убрать «%»
nom_ns % - номера здоровых навигационных спутников,
%количество спутников, для которых строятся графики орбитального движения
kol = 1; %%%%%%%%%%
nom_ns(1:kol) = [24]; %%%%%%%%%%
%nom_ns(1:kol) = [1 2 3 4 7 8 19 21 22 23 24 ]; %номера спутников (количество номеров должно
%равняться количеству спутников
KOL_GLN = 24;
DEG_TO_RAD = 0.017453292519943; % (PI / 180.00)
RAD_TO_DEG = 57.295779513082; % (180.00 / PI)
A_WGS84_M = 6378137.0; % WGS-84 ellipsoid parameters
B_WGS84_M = 6356752.314; % WGS-84 ellipsoid parameters
A_PZ90_M = 6378136.0; %6 378 136 м - Equatorial radius of the Earth - ,большая полуось эллипсоида
B_PZ90_M = 6356751.36174571344; %AP_LAND (m) Polar radius of the Earth
%A_PZ90_KM = 6378.136; % (Km) Equatorial radius of the Earth
B_PZ90_KM = 6356.75136174571344; % AP_LAND (Km) Polar radius of the Earth
FACTOR_PZ90 = 1.0/298.257839303; % Коэффициент сжатия эллипсоида
C_LIGHT_M = 2.99792458E8; % m/sec Speed of light
RAD_IN_SEC = 7.2722052166430e-5; % (PI/43200.0) Number radian in second of time 2*PI/
(24*3600) = PI/43200;

```

```

dt_lsf = 14;
% Вводим координаты приемника:
% current_loc_wgs - Pos. receiver (WGS-84):
current_loc_wgs.lat = DEG_TO_RAD*(50.+29.0/60.0+36.78/3600.0); %%%%%%%%%%
current_loc_wgs.lon = DEG_TO_RAD*(30.+27.0/60.0 + 50.5/3600.0); %%%%%%%%%%
current_loc_wgs.h = 120.9; % метр, WGS 84 %%%%%%%%%%
%current_loc_wgs.hae = 0.1229; % Km PZ90
%Преобразование координат
rec_pos_xyz_wgs = LLH to ECEF(A WGS84 M, B WGS84 M, current_loc_wgs);
rec_pos_xyz_pz90_m = WGS84 to PZ90(rec_pos_xyz_wgs);
current_loc_pz90 = ECEF to LLH(A PZ90 M, B PZ90 M, rec_pos_xyz_pz90_m);
step_t = 600; %%%%%%%%%%
%L = 12*24;
L = 24*1 * 3600; %%%%%%%%%%
%ti_start = 0;
ti_start = Data_observ.ti + day_observ_alm * 86400; ti_end = ti_start + L;
j = 0;
for ( ti = ti_start : step_t : ti_end )
    j = j + 1;
%ПЕРЕСЧЕТ ВРЕМЕНИ из секунд в часы, минуты и секунды:
t(j) = ti; A(j) = mod(t(j), 86400); hour(j) = floor(A(j) / 3600);
m(j) = floor((A(j) - hour(j)*3600) / 60); sek(j) = A(j) - hour(j) * 3600 - m(j) * 60;
for (n=1:24) % обнуление массивов в текущий момент времени для всех спутников
    x(j, n) = 0; y(j, n) = 0; z(j, n) = 0; ris_vid(n, j) = 0;
end;
%timeUTC.ti = mod( ti, 86400); % текущее время обсервации от начала суток
timeUTC.ti = ti;
[kol_gln_a, satvis_gln, satpos_gln_a, satpos_gln_ecef] = GLN_satfind( A_PZ90_M, B_PZ90_M, timeUTC,
current_loc_pz90, alm);
for (i=1:KOL_GLN)
    if ( satvis_gln(i).el >= 0)
        el = RAD_TO_DEG * satvis_gln(i).el; az = RAD_TO_DEG * satvis_gln(i).az;
        AZ(j,i) = az; %угол азимута спутников в градусах
        EL(j,i) = el; %угол видимости спутников в градусах
        ris_vid(i, j) = i;
%fprintf('i=%2i el=%6.2f az=%7.2f x=%12.2f y=%12.2f z=%12.2f\n', i, el, az, satpos_gln_a(i).x,
%sat-pos_gln_a(i).y, satpos_gln_a(i).z);
    else
        AZ(j,i) = 0.0; EL(j,i) = 0.0;
    end;
end;
for (i=1:KOL_GLN)
    prn = alm(i).ID; health = alm(i).Health;
    if ( (prn > 0) & (health == 0) )
%Координаты спутников в системе ECEF. Для визуализации добавить в вывод графиков и
% снять блокировку.
        x(j,i) = satpos_gln_ecef(i).x; y(j,i) = satpos_gln_ecef(i).y; z(j,i) = satpos_gln_ecef(i).z;
%Координаты спутников в системе ECI. Для визуализации добавить в вывод графиков.
        x1(j,i) = satpos_gln_a(i).x; y1(j,i) = satpos_gln_a(i).y; z1(j,i) = satpos_gln_a(i).z;
%Скорости спутников.Для визуализации добавить в вывод графиков.
        x2(j,i) = satpos_gln_ecef(i).vx; y2(j,i) = satpos_gln_ecef(i).vy; z2(j,i) = satpos_gln_ecef(i).vz;
%Углы видимости и дальности до спутников. Для визуализации добавить в вывод графиков.
        x3(j,i) = satvis_gln(i).el*180/pi; y3(j,i) = satvis_gln(i).az; z3(j,i) = satvis_gln(i).r;
    end;
end;
end; % ti (j)
max_n = 24;
%для блокировки вывода графика «Время наблюдения спутников ГЛОНАСС» перед функцией
%ris_vis_sat в следующей строке поставить %
ris_vis_sat(max_n, j, ti_start, step_t, ris_vid);

```

```

for (i=1:kol)
j_color = j_color + 1;
if (j_color > 14)
j_color = 1;
end
S = color6(j_color); prn = nom_ns(i);
hold on
h_F1 = gca;
%{
%ГРАФИКИ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ ГЛОНАСС
%График орбит спутников ГЛОНАСС системе ECEF
plot3(x(:,prn),y(:,prn),z(:,prn),S,'LineWidth',0.5);
axis([-2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7)]);
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman');
set(h_F1,'Position',[0.1 0.1 0.85 0.9]);
xlabel('Координата X')
ylabel('Координата Y'),
zlabel('Координата Z'),grid on
str1 = num2str(prn);
text(x(j,prn),y(j,prn),z(j,prn),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center');
%}
%%%%%%%%%%
%{
%График орбит спутников ГЛОНАСС системе ECI
plot3(x1(:,prn),y1(:,prn),z1(:,prn),S,'LineWidth',1);
axis([-2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7)]);
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman');
set(h_F1,'Position',[0.1 0.1 0.85 0.9]);
xlabel('Координата X')
ylabel('Координата Y'),
zlabel('Координата Z'),grid on
str1 = num2str(prn);
text(x1(1,prn),y1(1,prn),z1(1,prn),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','VerticalAlignment','cap');
%}
end

```

Функция *Read_GL_Alm*

```

function [alm,max_kol] = Read_GL_Alm(Dat);
%Имя функции: Read_GL_Alm
%Функция читает данные альманаха спутников ГЛОНАСС.
%Входные данные:
%Dat - имя файла, содержащего альманах спутников ГЛОНАСС, например, Dat = 'GLN_all.alm';
%Выходные данные:
%alm - данные альманаха спутников ГЛОНАСС (структура),
%max_kol - максимальное количество спутников в альманахе
fid = fopen(Dat,'rt'); %открытие файла
max_kol = 0;
%чтение данных из файла
while notfeof(fid)
s1 = fscanf(fid,'%s',6);
if notfeof(fid)
lenstr = length(s1);
max_kol = max_kol + 1;
% while (fscanf(fid,'%s',1) == '-')
end
str1 = fscanf(fid,'%s',1);
% lenstr = length(str1);
str2 = fscanf(fid,'%s',1); lenstr = length(str2);
n_sv = sscanf(str2,'%d'); strID = str2(1:lenstr);
ID = sscanf(strID,'%d');
alm(ID).ID = ID; %номер спутника (1...24)

```

```

%%%%%%%%%%
t_1=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).Hn=fscanf(fid,'%d'); % номер частоты спутника
t_2=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).Health=fscanf(fid,'%d',1);%здоровье (0- спутник здоров)
t_3=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).ecc = fscanf(fid,'%g',1);% эксцентриситет орбиты спутника
t_4=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).Na =fscanf(fid,'%g',1 );
% номер суток, к которым относятся данные альманаха, отсчитываемых
%от ближайшего високосного года
t_5=fscanf(fid,'%s',3);
alm(ID).deltai = fscanf(fid,'%g',1); % наклонение орбиты спутника (радианы)
t_6=fscanf(fid,'%s',2);
alm(ID).LambdaN = fscanf(fid,'%g',1); % долгота восходящего узла орбиты спутника (радианы)
while not(fscanf(fid,'%c',1) == ':')
end
% t_7=fscanf(fid,'%s',1)
alm(ID).TLambdaN = fscanf(fid,'%g',1) - 10800;% время прохождения восходящего узла орбиты
%спутника,к которому относятся данные альманаха, приведенное к времени UTC (секунда)
t_8=fscanf(fid,'%s',2);
alm(ID).omegan = fscanf(fid,'%g',1); %аргумент перигея (радианы)
t_11=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).Tdr=fscanf(fid,'%g',1); % драконический период (секунда/виток)
t_12=fscanf(fid,'%s',1);
alm(ID).dTdr=fscanf(fid,'%g',1); % скорость изменения драконического периода (секунда/виток
% в квадрате)
t_13=fscanf(fid,'%s',2);
alm(ID).tau_n=fscanf(fid,'%g',1) / 1000.0;%коэффициент коррекции шкалы времени (сдвиг
%времени спутника
%относительно системного времени ГЛОНАСС в секундах)
end;
end
fclose(fid);

```

Функция *Gln_data_from_NA*

```

function [time.UTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
%Имя функции:Gln_data_from_NA
%Функция предназначена для преобразования номера дня NA (день привязки альманаха
% от ближайшего високосного года) в текущую дату
%function [time.UTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
%Входные данные:
% leap_year - ближайший високосный год
%day_from_leap (NA) - день привязки альманаха
%Выходные данные:
%структура timeUTC (год, месяц, день) - текущая дата
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31]; %количество дней в месяцах
n4 = mod(leap_year, 4); n100 = mod(leap_year, 100); n400 = mod(leap_year, 400);
if (n4 == 0)
n_leap = 1;
else
n_leap = 0;
end
if ((n100 == 0) & (n400 > 0))
n_leap = 0;
end
if (day_from_leap > (365 + n_leap))
day = day_from_leap - (365 + n_leap);
k = fix (day / 365); day = mod(day, 365);
else
day = day_from_leap; k = -1;

```

```

end;
god = leap_year + k + 1;
if (god > leap_year)
    n_leap = 0;
end;
mon = 1; mon_day = 31;
while (day > mon_day)
    day = day - mon_day; mon = mon + 1; % LK
    mon_day = DnMon(mon);
% mon = mon+1;
if (mon == 2)
    mon_day = mon_day + n_leap;
end
end
time.UTC.year = god; time.UTC.mon = mon; time.UTC.day = day;

```

Функция *JD_data*

```

function [JD, day_year] = JD_data(timeUTC)
%Имя: JD_data
% Функция JD_data(timeUTC) вычисляет:
%JD - номер юлианского дня, day_year - номер дня года.
%Входные данные:
%Структура timeUTC
%timeUTC.year - год,
% timeUTC.mon - месяц,
% timeUTC.day - день.
%Выходные данные:
%JD - юлианский день;
%day_year- день от начала года.
%количество дней в месяцах
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31];
%Вычисление номера юлианского дня опорной эпохи
jd0 = JD_EPOhi(timeUTC.year);
%Учет високосного года
nfebr = 0;
if mod(timeUTC.year,4) == 0
    nfebr = 1;
end;
%Расчет номера дня года
k = 0;
for i = 2 : timeUTC.mon
    k = k + DnMon(i - 1);
    if (i == 2)
        k = k + nfebr;
    end;
end;
day_year = k + timeUTC.day;
%Расчет номера юлианского дня
JD = jd0 + day_year;

```

Функция *LLH_to_ECEF*

```

function [XYZ] = LLH_to_ECEF(a, b, llh)
%Имя функции: LLH_to_ECEF.m
%Функция преобразования географических координат в прямоугольную геоцентрическую систему
%координат (ECEF)
%Входные данные:
%Структура llh
%llh.lon-долгота (радиан),
%llh.lat-широта (радиан),
%llh.h-высота (метр);
%a, b-большая и малая полуоси земного эллипсоида в WGS-84 (метр);

```



```

%Выходные данные:
%Структура XYZ
%XYZ.x - координата x в ECEF;
%XYZ.y - координата y в ECEF;
%XYZ.z - координата z в ECEF;
a2=a * a; b2=b * b; r = a2 / sqrt(a2 * cos(llh.lat) * cos(llh.lat) + b2 * sin(llh.lat) * sin(llh.lat));
XYZ.x = (r + llh.h) * cos(llh.lat) * cos(llh.lon);
XYZ.y = (r + llh.h) * cos(llh.lat) * sin(llh.lon);
XYZ.z = (b2 / a2 * r + llh.h) * sin(llh.lat);

```

Функция WGS84_to_PZ90

```

function [pos_pz90] = WGS84_to_PZ90(pos_wgs84)
%Имя функции: WGS84_to_PZ90.m
%Функция преобразует координаты из системы WGS 84 в систему ПЗ 90
p = (1.0 - 0.12e-6); x = pos_wgs84.x; y = pos_wgs84.y; z = pos_wgs84.z;
pos_pz90.x = (p * x + p * 0.82e-6 * y + 1.4); pos_pz90.y = (-p * 0.82e-6 * x + p * y + 1.4);
pos_pz90.z = (p * z + 0.9);

```

Функция ECEF_to_LLH

```

function [llh] = ECEF_to_LLH(a, b, XYZ)
%Имя функции: ECEF_to_LLH
%Функция преобразует координаты из системы ECEF в географическую систему
%Входные данные:
%a, b-большая и малая полуоси земного эллипсоида (метр); (a=6378137.0; %b=6356752.314;
%метры)
%Структура XYZ
%XYZ.x - координата x в ECEF;
%XYZ.y - координата y в ECEF;
%XYZ.z - координата z в ECEF;
%Выходные данные:
%Структура llh
%llh.lon - долгота (радиан);
%llh.lat - широта (радиан);
%llh.h-высота (метр);
a2 = a * a; b2 = b * b;
xy = sqrt(XYZ.x * XYZ.x + XYZ.y * XYZ.y); thet = atan2(XYZ.z * a, (xy * b));
%thet = atan(XYZ.z * a / (xy * b));
esq = 1.0 - b2 / a2; epsq = a2 / b2 - 1.0;
llh.lat = atan((XYZ.z + epsq * b * (sin(thet) ^3)) / (xy - esq * a * (cos(thet) ^3)));
llh.lon = atan2(XYZ.y, XYZ.x);%!
while (llh.lon < 0)
    llh.lon = 2*pi + llh.lon;
end;
%if llh.lon < 0
% llh.lon = 2*pi + llh.lon;
%end ;
r = a2 / sqrt(a2 * cos(llh.lat) * cos(llh.lat) + b2 * sin(llh.lat) * sin(llh.lat)); llh.h = xy / cos(llh.lat) - r;
end

```

Функция GLN_satfind

```

function [kol_gln_a, satvis_gln, satpos_gln_ns, satpos_gln_ecef] = GLN_satfind(a, b, timeUTC, cur-rent_
loc_pz90, alm_gln);
%Имя функции: GLN_satfind
%Функция вычисляет координаты спутников ГЛОНАСС, углы видимости и количество видимых
%спутников
%Входные данные:
%a, b- большая и малая полуоси земного эллипсоида;
%timeUTC- параметры времени;
%current_loc_pz90- широта, долгота и высота точки, из которой наблюдаются спутники
%(структура);
%alm_gln-альманах спутников ГЛОНАСС (структура)

```

```

%Выходные данные:
%kol_gln a- количество видимых спутников ГЛОНАСС,
%satvis_gln- углы видимости спутников (структура),
%satpos_gln_ns-координаты спутников (структура) в абсолютной системе координат (ECI)
%satpos_gln_ecef- координаты спутников (структура) в подвижной системе координат (ECEF)
RAD_TO_DEG = 180.00 / pi ; KOL_GLN = 24; nom_ns = 1;
Min_Elev = 0; % минимальный угол видимости
kol_gln_a = 0; [nom_sat_gln_a, trac_sat_gln_a, sat_pos, satvis_gln] = init_data(KOL_GLN);
% число дней от фундаментальной эпохи 2000г от 12h, 0, January:
% jd_up_EPOh = JD_from_EPOhi(2000, timeUTC) - 0.5; %from 12h UTC 2000
nut = 0; S0 = s0_Nut(timeUTC, nut);
time_s0 = S0.s0_m_mod ; %time_s0 - истинное звездное время в день обсервации, 0h UTC
year = timeUTC.year;
leap_year = fix(year / 4) * 4; % ближайший к текущему (предыдущий) високосный год
ti = timeUTC.ti; % текущее время обсервации от начала дня
n00 = fix(ti / 86400);
% n0 - номер текущих суток внутри 4-х летнего периода (от ближайшего високосного года)
n0 = JD_from_EPOhi(leap_year, timeUTC) + n00 + 1;
[eci_current_loc, eci_rec_pos_xyz] = llh_to_eci(a, b, ti, time_s0, current_loc_pz90);
satpos_eci = init_satpos_gln();
for (i = 1 : KOL_GLN)
    prn = alm_gln(i).ID;
    health = alm_gln(i).Health;
    if ( (prn > 0) & (health == 0) )
        satpos_eci = gln_a_1(i, n0, ti, time_s0, alm_gln);
        [satpos_eci, satpos_gln_a] = satpos_eci_in_metr(satpos_eci);
        %Transformation coordinates from «Km» in «m»
        satpos_gln_ns(prn) = satpos_gln_a;
        [satpos_ecef] = eci_to_ecef(time_s0, ti, satpos_eci); satpos_gln_ecef(prn) = satpos_ecef;
% calculates angles of visibility by almanac:
        [top] = top_coord (prn, eci_current_loc, eci_rec_pos_xyz, satpos_gln_a);
        satvis_gln(prn) = top;
if (satvis_gln(prn).r > 0.0)
    el = RAD_TO_DEG * satvis_gln(prn).el;
    if ( el >= Min_Elev)
% fprintf('prn=%2i el=%f az=%f\n ', prn, el, RAD_TO_DEG * satvis_gln(prn).az);
        satpos_gln(prn) = satpos_eci;
        [satpos_ecef] = eci_to_ecef(time_s0, ti, satpos_eci);
        [trac_sat_gln_a] = rewrite_satpos(nom_ns, satpos_ecef);
        trac_sat_gln_a(nom_ns).r = satvis_gln(prn).r;
        trac_sat_gln_a(nom_ns).prn = prn;
        nom_sat_gln_a(nom_ns) = prn;
        nom_ns = nom_ns + 1; % number of visible satellites
    end; % if ( el >= Min_Elev)
end; % if (satvis_gln[prn-1].r > 0.0)
end; % f ( (prn > 0) & (health == 1) )
end; % for (i = 1 : KOL_GLN)
kol_gln_a = nom_ns - 1;

```

Функция ris_vis_sat

```

function ris_vis_sat(max_n, nj, ti_start, step_t, ris_vid)
%Имя функции:ris_vis_sat
%Функция строит графики спутников, видимых из точки наблюдения
m = step_t/3600.0;
j_color = 0;
color7(1:7) = ['b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'y' 'k'];
for i = 1 : max_n
    str1 = ris_vid(i, 1: nj);
    k = find(str1);
    if k > 0

```

```

len = length(k);
if len == 1
    HPlot = plot(k(1):k(1),ris_vid(i,k(1):k(1)), s);
    set(HPlot, 'LineWidth', 3);
    hold on;
else
    n0 = k(1);
    j_color = j_color + 1;
    if (j_color > 7)
        j_color = 1;
    end
    s = color7(j_color);
    for j = 2 : len
        if (k(j) > (k(j-1) + 1)) | (j == len)
            k0 = k(j - 1);
            HPlot = plot(n0*mm : mm : k0*mm,ris_vid(i,n0:k0), s);
            set(HPlot, 'LineWidth', 3);
            hold on;
            n0 = k(j);
        end; % if
    end; % for j = 2 : len
end; % else
end; % if k > 0
end; % for i = 1 : max_n
grid on
hAxes=gca;
My = [0:2:25];
kol_x = ti_start + nj * step_t;
Mx = [0 : 2 : (kol_x - ti_start) / 3600];
set(hAxes, 'ytick', My, 'xtick', Mx);
hText = gca;
set(hText, 'FontSize', 12, 'FontName', 'TimesNewRoman')
xlabel('Время наблюдения спутников ГЛОНАСС, час')
ylabel('Номер навигационного спутника')

```

Функция JD_erohi

```

function jden = JD_erohi(eroha)
%Имя: JD_erohi
%Функция JD_erohi(eroha) рассчитывает номер юлианского дня
%до начала года (eroha) на 12h, 0 день, январь.
%Входные данные: eroha, размерность-год
%Выходные данные
%jden- номер юлианского дня на 12h, 0 день, январь ( размерность -дни)
rk = mod(eroha,4);
if (rk == 0) rk = 1.0;
else
    rk = 2.0 - rk * 0.25;
end;
n100 = floor(eroha/100); n400 = floor(eroha/400); jden = (4712 + eroha)*365.25 + n400 - n100 + rk;
%fprintf('eroha=%d rk=%f jden=%06.2f\n', eroha, rk, jden);

```

Функция init_data

```

function[nom_sat_gln_a, trac_sat, sat_pos, satvis_gln] = init_data(kol)
%Имя функции: init_data
%Функция предназначена для инициализации массивов
sat_pos.prn = 0;
sat_pos.x = -1.0; sat_pos.y = -1.0; sat_pos.z = -1.0;
sat_pos.vx = -1.0; sat_pos.vy = -1.0; sat_pos.vz = -1.0;
sat_pos.dvx = -1.0; sat_pos.dvy = -1.0; sat_pos.dvz = -1.0;
sat_pos.range_m = -1.0;
for (i = 1 : kol)

```

```

nom_sat_gln_a(i) = 0;
satvis_gln(i).el = -1; satvis_gln(i).az = -1; satvis_gln(i).r = 0;
trac_sat(i).prn = 0; trac_sat(i).x = -1.0; trac_sat(i).y = -1.0;
trac_sat(i).z = -1.0; trac_sat(i).vx = -1.0; trac_sat(i).vy = -1.0;
trac_sat(i).vz = -1.0; trac_sat(i).range_m = -1.0;
end;

```

Функция *JD_from_epohi*

```

function [jd] = JD_from_EPOhi( EPOha, timeUTC);
%Имя функции: JD_from_EPOhi.m
%Функция вычисляет jd - количество дней от указанного года (EPOha)
% до текущей даты, указанной в структуре timeUTC, представленной в виде
% (timeUTC.year, timeUTC.mon, timeUTC.day)
jd0 = JD_EPOhi(EPOha) + 1; % 12h, 1 den January
[day, day_year] = JD_data(timeUTC); jd = day - jd0;

```

Функция *s0_Nut*

```

function [S0] = s0_Nut( timeUTC, nut)
%Имя функции: s0_Nut
%Функция рассчитывает истинное или среднее звездное время на 0ч UTC
%Входные данные:
%timeUTC - дата, на которую требуется рассчитать истинное или среднее звездное время
%nut- признак (если nut= 0, то вычисляется среднее звездное время без учета нутации, иначе
%вычисляется
%истинное звездное время)
%Выходные данные:
%S0 - истинное или среднее звездное время на 0ч UTC
jd2000 = 2451545; % 12h UTC 1 января
% Применить функцию JD_data
[jd, day_year] = JD_data( timeUTC);
if (jd == NaN)
    s0_mod = NaN; h = NaN; min = NaN; sec = NaN;
    fprintf('function s0_m - end0 \n');
    return;
end;
jd = jd - 0.5; d = jd - jd2000;
t = d / 36525.0; % 36525 - юлианский период 100 лет
t2 = t * t; h1 = 24110.54841;
%h1=6.0*3600.0+41.0*60.0+50.54841;
%h2 = 236.555367908 * d;
h2 = 8640184.812866 * t; h3 = 0.093104 * t2; h4 = t2 * t * 6.2E-6;
if ( nut == 0)
    na = 0;
else
    na = utc_nut(t);
end;
s0_m = h1 + h2 + h3 - h4; S0.s0_nut = s0_m + na;
S0.s0_m_mod = mod(s0_m, 86400); s0_day = floor(s0_m/86400);
S0.s0_m_hour = S0.s0_m_mod/3600.0; S0.s0_m_hour = floor(S0.s0_m_mod/3600);
sec_min = S0.s0_m_mod - S0.s0_m_hour * 3600;
S0.s0_m_min = floor(sec_min/60); S0.s0_m_sec = sec_min - S0.s0_m_min * 60;
S0.s0_nut_mod = mod(S0.s0_nut, 86400); s0_day = floor(S0.s0_nut/86400);
S0.s0_nut_hour = S0.s0_nut_mod/3600.0; S0.s0_nut_hour = floor(S0.s0_nut_mod/3600);
sec_min = S0.s0_nut_mod - S0.s0_nut_hour * 3600;
S0.s0_nut_min = floor(sec_min/60); S0.s0_nut_sec = sec_min - S0.s0_nut_min * 60;

```

Функция *llh_to_eci*

```

function [eci_llh, eci_xyz] = llh_to_eci(a, b, ti, time_s0, llh_loc) ;
%Имя функции: llh_to_eci
%Функция вычисляет позицию приемника в абсолютной геоцентрической системе координат (ECI)
%Входные данные:

```

```

%a, b-большая и малая полуоси земного эллипсоида (метр);
%ti - текущее время (секунды) ,
%time_s0 - истинное звездное время,
%Структура llh_loc - координаты приемника; {
%llh_loc.lon - долгота (радиан);
%llh_loc.lat - широта (радиан);
%llh_loc.h - высота (метр);
%Выходные данные:
%Структура eci_llh - географические координаты приемника в абсолютной геоцентрической
%системе координат (ECI)
%eci_llh.lon - долгота (радиан);
%eci_llh.lat - широта (радиан);
%eci_llh.h - высота (метр);
%Структура eci_xyz- координаты приемника в абсолютной прямоугольной геоцентрической
%системе координат (ECI)
% eci_xyz.x - координата x;
% eci_xyz.y - координата y;
% eci_xyz.z - координата z;
OMEGA_Z = 0.7292115e-4; % угловая скорость вращения Земли, (рад/сек)
SEC_IN_RAD = 7.2722052166430e-005; % (PI / 43200.0) // Number radian
eci_llh.lon = llh_loc.lon + ti * OMEGA_Z + SEC_IN_RAD * time_s0;
eci_llh.lat = llh_loc.lat; eci_llh.h = llh_loc.h; eci_xyz = llh_to_ecef(a, b, eci_llh);

```

Функция init_satpos_gln

```

function [sat_pos] = init_satpos_gln();
%Имя функции: init_satpos_gln
%Функция предназначена для инициализации структуры sat_pos
sat_pos.pri = 0;
sat_pos.x = -1.0;
sat_pos.y = -1.0;
sat_pos.z = -1.0;
sat_pos.vx = -1.0;
sat_pos.vy = -1.0;
sat_pos.vz = -1.0;
sat_pos.dvx = -1.0;
sat_pos.dvy = -1.0;
sat_pos.dvz = -1.0;
sat_pos.range_m = -1.0;

```

Функция gln_a_1

```

function [satpos_xyz_gln] = gln_a_1(ns, n0, ti_current, time_s0, alm_gln);
%Имя функции: gln_a_1
%Функция рассчитывает координаты и скорости спутников ГЛОНАСС в соответствии
%с интерфейсным
%контрольным документом ГЛОНАСС
%Входные данные:
%ns- номер спутника ,
%n0 - номер текущих суток внутри 4-х летнего периода (от ближайшего високосного года),
%ti_current - текущее время наблюдения от начала дня,
%time_s0 - истинное звездное время в текущий момент наблюдения,
%alm_gln - альманах спутников ГЛОНАСС
%Выходные данные:
%Структура satpos_xyz_gln
%satpos_xyz_gln.x - координата по оси x;
%satpos_xyz_gln.y - координата по оси y;
%satpos_xyz_gln.z - координата по оси z;
%satpos_xyz_gln.vx - скорость по оси x;
%satpos_xyz_gln.vy - скорость по оси y;
%satpos_xyz_gln.vz - скорость по оси z;
%I_MID - Mean value of an inclination of a plane of orbit of a satellite
I_MID = 1.0995574287564; %(double)(PI * 63.0 / 180.0)

```

```

T_DR_MID = 43200.0; %Mean value a dragon of cycle time of a satellite
A_PZ90_KM = 6378.136; % (Km) Equatorial radius of the Earth
MU = 398600.44; % (Km^3/cek^2) constant of a gravitational
OMEGA_Z = 0.7292115e-4;
% скорость вращения Земли (Angular speed of rotation of the Earth, рад/сек)
SEC_IN_RAD = 7.2722052166430e-005; % (PI / 43200.0) Number radian in second of time 2*PI/
%(24*3600)=PI/43200
HALF_PI = pi / 2;
D7_3 = 7.0 / 3.0; D7_4 = 7.0 / 4.0; D7_6 = 7.0 / 6.0; D7_24 = 7.0 / 24.0; D49_72 = 49.0 / 72.0;
nn = fix(ti_current / 86400); ti = ti_current - nn * 86400;
% i_incl = I_MID + alm_gln(ns).deltai;
i_incl = alm_gln(ns).deltai; ecc2_1 = 1.0 - alm_gln(ns).ecc * alm_gln(ns).ecc;
% t_dr = T_DR_MID + alm_gln(ns).Tdr;
t_dr = alm_gln(ns).Tdr; n_dr = pi * 2 / t_dr;

%1. Вычисление полуоси a_n:
a_n = semi_axis_1(t_dr, i_incl, alm_gln(ns).ecc, alm_gln(ns).omegan); alm_gln(ns).a = a_n;
%2. Вычисление t_lambda_k - время пересечения восходящего узла орбиты спутника
sin_i = sin(i_incl); cos_i = cos(i_incl); sin_i2 = sin_i * sin_i; cos_i2 = cos_i * cos_i;
v = -alm_gln(ns).omegan; % omega_n - angle of a perigee
J = -0.00162393855; % J = 3/2 * C20; C20 = 1082.6257 * 10^-6;
ae_a = A_PZ90_KM / a_n; ae_a2 = ae_a * ae_a; j_ae_a2 = J * ae_a2;
omegal = j_ae_a2 * n_dr * cos_i / (ecc2_1 * ecc2_1); n0_na = (n0 - alm_gln(ns).Na);
tz = ti - alm_gln(ns).TLambdaN + 86400.0 * n0_na; wk = tz / t_dr; wi = fix(wk); wi2 = wi * wi;
t_lambda_kk = alm_gln(ns).TLambdaN + t_dr * wi + alm_gln(ns).dTdr * wi2;
t_lambda_k = t_lambda_kk - n0_na * 86400.0;
lambda_k = alm_gln(ns).LambdaN + (omegal - OMEGA_Z) * (wi * t_dr + alm_gln(ns).dTdr * wi2);
% time_s0 - a true sidereal time to Greenwich midnight of date n0 to which time ti concerns
time_s = time_s0 * SEC_IN_RAD + OMEGA_Z * t_lambda_k;
omega_0 = lambda_k + time_s;

% Auxiliary values:
d1 = 1.0 - 1.5 * sin_i2; j_ae_a2_d1 = j_ae_a2 * d1; j_ae_a2_d = j_ae_a2 * (1.0 - 1.5 * sin_i);
j_ae_a2_sin_i = j_ae_a2 * sin_i; j_ae_a2_sin_i2 = j_ae_a2 * sin_i2;
j_ae_a2_cos_i2 = j_ae_a2 * cos_i2;

%3. Calculation of constants:
tau = 0;
l = cos(alm_gln(ns).omegan) * alm_gln(ns).ecc; h = alm_gln(ns).ecc * sin(alm_gln(ns).omegan);
dop_x = (sqrt(1.0 - alm_gln(ns).ecc) * tan(v / 2.0)); dop_y = sqrt(1.0 + alm_gln(ns).ecc);
ee = 2.0 * atan2(dop_x, dop_y); ma = ee - alm_gln(ns).ecc * sin(ee);
ll = ma + alm_gln(ns).omegan;

for (j=1:2)
    sin_l = sin(ll); sin_2l = sin(2 * ll); sin_3l = sin(3 * ll); sin_4l = sin(4 * ll);
    cos_l = cos(ll); cos_2l = cos(2 * ll); cos_3l = cos(3 * ll); cos_4l = cos(4 * ll);
    l_cosl = l * cos_l;
    delta_a(j) = 2.0 * a_n * j_ae_a2_d1 * l_cosl + ...
        j_ae_a2 * sin_i * (0.5 * h * sin_l - 0.5 * l_cosl + ...
        cos(2.0 * alm_gln(ns).LambdaN) + 3.5 * l * cos_3l + 3.5 * h * sin_3l);
    delta_h(j) = j_ae_a2_d1 * (l * n_dr * tau + sin_3l + ...
        1.5 * l * sin_2l - 1.5 * h * cos_2l) - ...
        0.25 * j_ae_a2_sin_i2 * (sin_l - D7_3 * sin_3l + ...
        5.0 * l * sin_2l - 8.5 * l * sin_4l + ...
        8.5 * h * cos_4l + h * cos_2l) + j_ae_a2_cos_i2 * ...
        (tau * l * n_dr - 0.5 * l * sin_2l);
    delta_l(j) = j_ae_a2_d1 * (-tau * h * n_dr + cos_l + ...
        1.5 * l * cos_2l + 1.5 * h * sin_2l) - ...
        0.25 * j_ae_a2_sin_i2 * (-cos_l - D7_3 * cos_3l - ...
        5.0 * h * sin_2l - 8.5 * l * cos_4l - ...
        8.5 * h * sin_4l + l * cos_2l) + j_ae_a2_cos_i2 * ...
        (-tau * h * n_dr + 0.5 * h * sin_2l);
    d_omega(j) = j_ae_a2 * cos_i * (tau * n_dr + 3.5 * l * sin_l - ...

```

```

3.5 * h * cos_l - 0.5 * sin_2l - D7_6 * sin_3l + ...
D7_6 * h * cos_3l);
delta_i(j) = 0.5 * j_ae_a2_sin_i * cos_i * (-l * cos_l + ...
h * sin_l + cos_2l + D7_3 * l * cos_3l + D7_3 * h * sin_3l);
delta_ll(j) = 2.0 * j_ae_a2_d * ... % 2.0 * j_ae_a2_d_l *
(tau * n_dr + D7_4 * l * sin_l - ...
D7_4 * h * cos_l) + 3 * j_ae_a2_sin_i * ...
(- D7_24 * h * cos_l - D7_24 * l * sin_l - ...
D49_72 * h * cos_3l + D49_72 * l * sin_3l + ...
0.25 * sin_2l) + j_ae_a2 * cos_i * ...
(tau * n_dr + 3.5 * l * sin_l - 2.5 * h * cos_l - ...
0.5 * sin_2l - D7_6 * l * sin_3l + D7_6 * h * cos_3l);
tau = ti - t_lambda_k; ll = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * tau;
end;
% 4. Corrections to orbit elements of a satellite by second zone harmonic J20
% influence at the moments of time ti
dda = delta_a(2) - delta_a(1); ddh = delta_h(2) - delta_h(1); ddl = delta_l(2) - delta_l(1);
dd_omega = d_omega(2) - d_omega(1); ddi = delta_i(2) - delta_i(1); dd_ll = delta_ll(2) - delta_ll(1);
% 5. calculation of influenced elements of orbits at the moment of ti time
ai = a_n + dda; hi = h + ddh; li = l + ddl;
% ecc_i = alm_gln[ns].ecc;
ecc_i = sqrt(hi * hi + li * li);
if (ecc_i == 0)
w_i = 0;
else
if (li == ecc_i)
w_i = HALF_PI;
else
if (li == -ecc_i)
w_i = -HALF_PI;
else
if (li ~ 0)
w_i = atan2(hi, li);
else
w_i = HALF_PI;
end;
end;
end;
end;
omega_i = omega_0 + dd_omega;
ii_incl = i_incl + ddi;
ll_z = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * tau + dd_ll;
% ll_z = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * (ti - t_lambda_k) + dd_ll;
mm_i = ll_z - w_i;
% 6. Coordinates and components of satellite velocity vector
% in absolute coordinate system OXaYaZa at the moment of ti time:
% Ei(n) = Mi + ei * sin Ei(n-1), Ei(0) = Mi, |Ei(n) - Ei(n-1)| <= 10-8,
eps_kepler = 1E-8;
ee_i = kepler(mm_i, ecc_i, eps_kepler); % ee_i - эксцентрическая аномалия
% alm_mca(ns).ek = ee_i;
v_i = 2.0 * atan2(sqrt(1.0 + ecc_i) * tan(ee_i / 2.0), sqrt(1.0 - ecc_i));
u_i = v_i + w_i; ri = ai * (1.0 - ecc_i * cos(ee_i));
ecc_i2 = 1.0 - ecc_i * ecc_i; sqrt_mu_ai = sqrt(MU / ai);
vr_i = sqrt_mu_ai * (ecc_i - sin(v_i)) * ecc_i2;
vu_i = sqrt_mu_ai * (1.0 + ecc_i * cos(v_i)) * ecc_i2;
cos_ui = cos(u_i); sin_ui = sin(u_i); cos_ii = cos(ii_incl); sin_ii = sin(ii_incl);
cos_omega_i = cos(omega_i); sin_omega_i = sin(omega_i);
x_dop = (cos_ui * cos_omega_i - sin_ui * sin_omega_i * cos_ii);
y_dop = (cos_ui * sin_omega_i + sin_ui * cos_omega_i * cos_ii);
satpos_xyz_gln.x = ri * x_dop; satpos_xyz_gln.y = ri * y_dop; satpos_xyz_gln.z = ri * sin_ui * sin_ii;
satpos_xyz_gln.vx = vr_i * x_dop - vu_i * (sin_ui * cos_omega_i + ...

```

```

        cos_ui * sin_omega_i * cos_ii);
    satpos_xyz_gln.vy = vr_i * y_dop - vu_i * (sin_ui * sin_omega_i - ...
        cos_ui * cos_omega_i * cos_ii);
    satpos_xyz_gln.vz = vr_i * sin_ui * sin_ii + vu_i * cos_ui * sin_ii;

```

Функция *satpos_eci_in_metr*

```

function [satpos_eci, satpos_gln] = satpos_eci_in_metr(satpos_eci);
%Имя функции: satpos_eci_in_metr
%Функция преобразует координаты satpos_eci (структура), заданные в километрах, в координаты
%satpos_eci, satpos_gln в метрах
    satpos_eci.x = satpos_eci.x * 1000.0; satpos_eci.y = satpos_eci.y * 1000.0;
    satpos_eci.z = satpos_eci.z * 1000.0;
    satpos_eci.vx = satpos_eci.vx * 1000.0; satpos_eci.vy = satpos_eci.vy * 1000.0;
    satpos_eci.vz = satpos_eci.vz * 1000.0;
    satpos_gln.x = satpos_eci.x; satpos_gln.y = satpos_eci.y; satpos_gln.z = satpos_eci.z;

```

Функция *init_satpos_gln*

```

function [sat_pos] = init_satpos_gln();
%Имя функции: init_satpos_gln
%Функция предназначена для инициализации структуры sat_pos
    sat_pos.prn = 0; sat_pos.x = -1.0; sat_pos.y = -1.0; sat_pos.z = -1.0;
    sat_pos.vx = -1.0; sat_pos.vy = -1.0; sat_pos.vz = -1.0;
    sat_pos.dvx = -1.0; sat_pos.dvy = -1.0; sat_pos.dvz = -1.0; sat_pos.range_m = -1.0;

```

Функция *eci_to_ecef*

```

function [satpos_ecef] = eci_to_ecef(s0, ti, satpos_eci)
%Имя функции: eci_to_ecef
%Функция преобразования координат
%Входные данные: s0 - истинное звездное время в текущий момент наблюдения,
%ti - текущее время; satpos_eci
%Структура satpos_eci
%satpos_eci.x - координата x в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.y - координата y в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.z - координата z в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.vx - скорость vx в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.vy - скорость vy в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
% satpos_eci.vz - скорость vz в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%Выходные данные:
% Структура satpos_ecef
%satpos_ecef.x - координата x в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.y - координата y в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.z - координата z в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vx - скорость по оси x в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vy - скорость по оси y в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vz - скорость по оси z в подвижной системе координат (ECEF);
%Коэффициенты
% SEC_IN_RAD - коэффициент преобразования секунд в радианы
% s0(radian) = s0 (sek) * SEC_IN_RAD, where
% SEC_IN_RAD = 2 * pi / (24 * 3600) = pi / 43200
SEC_IN_RAD = pi / 43200;
OMEGA_Z = 0.7292115e-4; %(скорость вращения Земли (angular speed of rotation of the Earth,rad/cek)
    s_zv = s0 * SEC_IN_RAD + OMEGA_Z * ti; cos_s = cos(s_zv); sin_s = sin(s_zv);
    satpos_ecef.x = satpos_eci.x * cos_s + satpos_eci.y * sin_s;
    satpos_ecef.y = -satpos_eci.x * sin_s + satpos_eci.y * cos_s; satpos_ecef.z = satpos_eci.z;
    satpos_ecef.vx = satpos_eci.vx * cos_s + satpos_eci.vy * sin_s + OMEGA_Z * satpos_ecef.y;
    satpos_ecef.vy = -satpos_eci.vx * sin_s + satpos_eci.vy * cos_s - OMEGA_Z * satpos_ecef.x;
    satpos_ecef.vz = satpos_eci.vz;

```

Функция *top_coord*

```

function [satvis] = top_coord (prn, rec_llh, rec_xyz, nlo_xyz) % Имя функции: top_coord
% Функция выполняет расчет топоцентрических координат объекта по заданным
%географическим (долгота, широта, высота) и геоцентрическим (x, y, z)
%координатам приемника, а также геоцентрическим координатам объекта(x, y, z)

```



```

%Входные данные:
%prn - номер спутника
%структура
% rec_llh.lat - широта (рад) приемника
%rec_llh.lon - долгота (рад) приемника
%rec_llh.h - высота (м) приемника
%структура
%прямоугольные геоцентрические координаты приемника (м)
% rec_xyz.x
%rec_xyz.y
%rec_xyz.z
%структура
% прямоугольные геоцентрические координаты объекта (м)
%nlo_xyz.x
%nlo_xyz.y
%nlo_xyz.z
%Выходные данные: структура satvis
% top.s - проекция вектора дальности на ось, направленную на Юг (South)
% top.e - проекция вектора дальности на ось, направленную на Восток (East)
% top.z - проекция вектора дальности на ось, направленную в Зенит
% top.daln - дальность до объекта
% top.az - угол азимута объекта
% top.el - угол видимости объекта
rx = nlo_xyz.x - rec_xyz.x; ry = nlo_xyz.y - rec_xyz.y; rz = nlo_xyz.z - rec_xyz.z;
r_sat = sqrt(rx * rx + ry * ry + rz * rz); r_rec = sqrt((rec_xyz.x)^2 + (rec_xyz.y)^2 + (rec_xyz.z)^2);
top.r = r_sat; rx1 = rx; ry1 = ry; rz1 = rz;
sin_lat = sin(rec_llh.lat); cos_lat = cos(rec_llh.lat); sin_lon = sin(rec_llh.lon);
cos_lon = cos(rec_llh.lon);
% Projections of vector of range in topocentric coordinate system:
top.e = -sin_lon * rx1 + cos_lon * ry1;
top.s = cos_lon * sin_lat * rx1 + sin_lon * sin_lat * ry1 - cos_lat * rz1;
top.z = cos_lat * cos_lon * rx1 + cos_lat * sin_lon * ry1 + sin_lat * rz1;
% azimuth: отсчет по часовой стрелке от оси, направленной на Север (N or -S) (-top.s)
eps = 10e-10;
if (abs(top.e) < eps) || (abs(top.s) < eps)
    top.az = 0.0;
else
    top.az = atan2(top.e,-top.s);
end;
if (top.az < 0.0)
    top.az = top.az + pi * 2;
end;
% elevation:
cos_el_top = (rec_xyz.x * rx + rec_xyz.y * ry + rec_xyz.z * rz) / (r_sat * r_rec);
if (cos_el_top >= 1.00)
    el = 0.0;
else
    if (cos_el_top <= -1.00)
        el = pi;
    else
        el = acos(cos_el_top);
    end;
end;
top.el = pi / 2.0 - el; satvis.el = top.el; satvis.az = top.az; satvis.r = r_sat;

```

Функция `rewrite_satpos`

```

function [result] = rewrite_satpos(nom, satpos)
%Имя функции:rewrite_satpos
%Функция предназначена для перезаписи структуры satpos в массив структур result
result(nom).x = satpos.x; result(nom).y = satpos.y; result(nom).z = satpos.z;
result(nom).vx = satpos.vx; result(nom).vy = satpos.vy; result(nom).vz = satpos.vz;

```

Функция `utc_nut`

```
function nut = utc_nut(t)
%Имя: utc_nut
%Функция предназначена для расчета нутации
%Входные данные:
%t = 6.023472005475702e+002;
%Выходные данные:
%nut - нутация
R = 1296000; % (1r=360grad=1 296 000 сек)
RAD_SEK_ANGL = pi/(3600*180);
t2 = t * t; t3 = t2 * t;
l = 485866.733 + (1325.0*R + 715922.633) * t + 31.310 * t2 + 0.064*t3; %1.034807679476340e+012
L1 = 1287099.804 + (99 * R + 1292581.224) * t - 0.577 * t2 - 0.012 * t3;
f = 335778.877 + (1342 * R + 295263.137) * t - 13.257 * t2 + 0.011 * t3;
dd = 1072261.307 + (1236 * R + 1105601.328) * t - 6.891 * t2 + 0.019 * t3;
omega = 450160.280 - (5 * R + 482890.539) * t + 7.455 * t2 + 0.008 * t3;
eps0 = 84381.448 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
% eps0 = 84381.447996 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
eps_d = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'e');
eps_k = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'e'); eps = eps0 + eps_d + eps_k;
cos_eps = cos(RAD_SEK_ANGL * eps) / 15.0;
d_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'f');
k_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'f');
nut1 = d_fi * cos_eps; nut2 = k_fi * cos_eps;
% nut3 = 0.00264 * sin(omega) + 0.000063 * sin(2.0 * omega)
nut3 = 0; nut1_dop = nut1; nut2_dop = nut2; nut3_dop = nut3; nut = nut1 + nut2 + nut3;
```

Функция `utc_nut_fi_ep`

```
function nut_fi_eps = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, typ_nut, fi_eps)
%Имя функции: utc_nut_fi_eps
%Функция предназначена для расчета нутации по епсилон и фи
%Входные данные:
%t - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%l - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%L1 - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%f - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%dd - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%omega - значение параметра приведено в функции utc_nut;
%typ_nut - признак параметра приведен в функции utc_nut;
%fi_eps - признак параметра приведен в функции utc_nut;
%Выходные данные:
%nut_fi_eps - значение нутации по епсилон и фи
%применить функцию coef
[coef_id, coef_abd, coef_ik, coef_abk] = coef;
RAD_SEK_ANGL = pi/(3600*180);
if (typ_nut == 'd')
    n = 30;
else
    n = 76;
end;
sum_a = 0; sum_b = 0;
for i = 1 : n
    if (typ_nut == 'd')
        s1 = coef_id(i,1) * l + coef_id(i,2) * L1 + coef_id(i,3) * f + coef_id(i,4) * dd + coef_id(i,5) * omega;
        if (fi_eps == 'f')
            a = coef_abd(i,1) * 1e-4; bt = coef_abd(i,2) * 1e-4;
        else
            a = coef_abd(i,3) * 1e-4; bt = coef_abd(i,4) * 1e-4;
        end;
    else

```

```

s1 = koef_ik(i,1) * l + koef_ik(i,2) * L1 + koef_ik(i,3) * f + koef_ik(i,4) * dd + koef_ik(i,5) * omega;
    if (fi_eps == 'f')
        a = koef_abk(i,1) * 1e-4; bt = koef_abk(i,2) * 1e-4;
    else
        a = koef_abk(i,3) * 1e-4; bt = koef_abk(i,4) * 1e-4;
    end;
end;
if (fi_eps == 'f')
    sin_s1 = sin(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * sin_s1; sb = bt * sin_s1;
else
    cos_s1 = cos(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * cos_s1; sb = bt * cos_s1;
end;
arg = RAD_SEK_ANGL * s1;
sum_a = sum_a + sa; sum_b = sum_b + sb;
end;
nut_fi_eps = sum_a + sum_b * t;

```

Функция koef

```

function[koef_id, koef_abd, koef_ik, koef_abk] = koef
% Имя функции:koef
% Функция предназначена для ввода коэффициентов при расчете нутации
koef_id = [ 0, 0, 0, 0, 1 ; % 1
           0, 0, 0, 0, 2 ; % 2
          -2, 0, 2, 0, 1 ; % 3
           2, 0,-2, 0, 0 ; % 4
          -2, 0, 2, 0, 2 ; % 5
           1,-1, 0,-1, 0 ; % 6
          0,-2, 2,-2, 1 ; % 7
           2, 0,-2, 0, 1 ; % 8
           0, 0, 2,-2, 2 ; % 9
           0,-1, 0, 0, 0 ; % 10
           0, 1, 2,-2, 2 ; % 11
           0,-1, 2,-2, 2 ; % 12
           0, 0, 2,-2, 1 ; % 13
          -2, 0, 0,2, 0 ; % 14
           0, 0, 2,-2, 0 ; % 15
           0, 2, 0, 0, 0 ; % 16
           0, 1, 0, 0, 1 ; % 17
           0, 2, 2,-2, 2 ; % 18
          0,-1, 0, 0, 1 ; % 19
          -2, 0, 0, 2, 1 ; % 20
          0,-1, 2,-2, 1 ; % 21
           2, 0, 0,-2, 1 ; % 22
           0, 1, 2,-2, 1 ; % 23
           1, 0, 0,-1, 0 ; % 24
           2, 1, 0,-2, 0 ; % 25
           0, 0,-2, 2, 1 ; % 26
           0, 1,-2, 2, 0 ; % 27
           0, 1, 0, 0, 2 ; % 28
          -1, 0, 0, 1, 1 ; % 29
           0, 1, 2,-2, 0 ; % 30
koef_abd = [-171996.0,-174.2, 92025.0, 8.9; % 1
            2062.0, 0.2, -895.0, 0.5; % 2
            46.0, 0.0, -24.0, 0.0; % 3
            11.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 4
            -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 5
            -3.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 6
            -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 7
             1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 8
            -13187.0, -1.6, 5736.0,-3.1; % 9
            -1426.0, 3.4, 54.0,-0.1; % 10

```

-517.0, 1.2, 224.0,-0.6; % 11
 217.0, -0.5, -95.0, 0.3; % 12
 129.0, 0.1, -70.0, 0.0; % 13
 -48.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 14
 -22.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 15
 17.0, -0.1, 0.0, 0.0; % 16
 -15.0, 0.0, 9.0, 0.0; % 17
 -16.0, 0.1, 7.0, 0.0; % 18
 -12.0, 0.0, 6.0, 0.0; % 19
 -6.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 20
 -5.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 21
 4.0, 0.0, -2.0, 0.0; % 22
 4.0, 0.0, -2.0, 0.0; % 23
 -4.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 24
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 25
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 26
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 27
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 28
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 29
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 30

koef_ik = [0, 0, 2, 0, 2; % 31

1, 0, 0, 0, 0; % 32
 0, 0, 2, 0, 1; % 33
 1, 0, 2, 0, 2; % 34
 1, 0, 0,-2, 0; % 35
 -1, 0, 2, 0, 2; % 36
 0, 0, 0, 2, 0; % 37
 1, 0, 0, 0, 1; % 38
 -1, 0, 0, 0, 1; % 39
 -1, 0, 2, 2, 2; % 40
 1, 0, 2, 0, 1; % 41
 0, 0, 2, 2, 2; % 42
 2, 0, 0, 0, 0; % 43
 1, 0, 2,-2, 2; % 44
 2, 0, 2, 0, 2; % 45
 0, 0, 2, 0, 0; % 46
 -1, 0, 2, 0, 1; % 47
 -1, 0, 0, 2, 1; % 48
 1, 0, 0,-2, 1; % 49
 -1, 0, 2, 2, 1; % 50
 1, 1, 0,-2, 0; % 51
 0, 1, 2, 0, 2; % 52
 0,-1, 2, 0, 2; % 53
 1, 0, 2, 2, 2; % 54
 1, 0, 0, 2, 0; % 55
 2, 0, 2,-2, 2; % 56
 0, 0, 0, 2, 1; % 57
 0, 0, 2, 2, 1; % 58
 1, 0, 2,-2, 1; % 59
 0, 0, 0,-2, 1; % 60
 1,-1, 0, 0, 0; % 61
 2, 0, 2, 0, 1; % 62
 0, 1, 0,-2, 0; % 63
 1, 0,-2, 0, 0; % 64
 0, 0, 0, 1, 0; % 65
 1, 1, 0, 0, 0; % 66
 1, 0, 2, 0, 0; % 67
 1,-1, 2, 0, 2; % 68
 -1,-1, 2, 2, 2; % 69
 -2, 0, 0, 0, 1; % 70
 3, 0, 2, 0, 2; % 71

```

0,-1, 2, 2, 2; % 72
1, 1, 2, 0, 2; % 73
-1, 0, 2,-2, 1; % 74
2, 0, 0, 0, 1; % 75
1, 0, 0, 0, 2; % 76
3, 0, 0, 0, 0; % 77
0, 0, 2, 1, 2; % 78
-1, 0, 0, 0, 2; % 79
1, 0, 0,-4, 0; % 80
-2, 0, 2, 2, 2; % 81
-1, 0, 2, 4, 2; % 82
2, 0, 0,-4, 0; % 83
1, 1, 2,-2, 2; % 84
1, 0, 2, 2, 1; % 85
-2, 0, 2, 4, 2; % 86
-1, 0, 4, 0, 2; % 87
1,-1, 0,-2, 0; % 88
2, 0, 2,-2, 1; % 89
2, 0, 2, 2, 2; % 90
1, 0, 0, 2, 1; % 91
0, 0, 4,-2, 2; % 92
3, 0, 2,-2, 2; % 93
1, 0, 2,-2, 0; % 94
0, 1, 2, 0, 1; % 95
-1,-1, 0, 2, 1; % 96
0, 0,-2, 0, 1; % 97
0, 0, 2,-1, 2; % 98
0, 1, 0, 2, 0; % 99
1, 0,-2,-2, 0; % 100
0,-1, 2, 0, 1; % 101
1, 1, 0,-2, 1; % 102
1, 0,-2, 2, 0; % 103
2, 0, 0, 2, 0; % 104
0, 0, 2, 4, 2; % 105
0, 1, 0, 1, 0j; % 106
koef_abk = [-2274.0, -0.2, 977.0, -0.5; % 31
712.0, 0.1, -7.0, 0.0; % 32
-386.0, -0.4, 200.0, 0.0; % 33
-301.0, 0.0, 129.0, -0.1; % 34
-158.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 35
123.0, 0.0, -53.0, 0.0; % 36
63.0, 0.0, -2.0, 0.0; % 37
63.0, 0.1, -33.0, 0.0; % 38
-58.0, -0.1, 32.0, 0.0; % 39
-59.0, 0.0, 26.0, 0.0; % 40
-51.0, 0.0, 27.0, 0.0; % 41
-38.0, 0.0, 16.0, 0.0; % 42
29.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 43
29.0, 0.0, -12.0, 0.0; % 44
-31.0, 0.0, 13.0, 0.0; % 45
26.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 46
21.0, 0.0, -10.0, 0.0; % 47
16.0, 0.0, -8.0, 0.0; % 48
-13.0, 0.0, 7.0, 0.0; % 49
-10.0, 0.0, 5.0, 0.0; % 50
-7.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 51
7.0, 0.0, -3.0, 0.0; % 52
-7.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 53
-8.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 54
6.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 55
6.0, 0.0, -3.0, 0.0; % 56

```

-6.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 57
 -7.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 58
 6.0, 0.0, -3.0, 0.0; % 59
 -5.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 60
 5.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 61
 -5.0, 0.0, 3.0, 0.0; % 62
 -4.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 63
 4.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 64
 -4.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 65
 -3.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 66
 3.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 67
 -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 68
 -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 69
 -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 70
 -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 71
 -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 72
 2.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 73
 -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 74
 2.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 75
 -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 76
 2.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 77
 2.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 78
 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 79
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 80
 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 81
 -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 82
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 83
 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 84
 -1.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 85
 -1.0, 0.0, 1.0, 0.0; % 86
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 87
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 88
 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; % 89
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 90
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 91
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 92
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 93
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 94
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 95
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 96
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 97
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 98
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 99
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 100
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 101
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 102
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 103
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 104
 -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; % 105
 1.0, 0.0, 0.0, 0.0]; % 106

Функция *semi_axis_1*

```

function [a_npp] = semi_axis_1(t_dr, i_incl, ecc, omega_n);
%Имя функции:semi_axis_1
%Функция вычисляет радиус орбиты спутника ГЛОНАСС в соответствии с интерфейсным
%контрольным
%документом ГЛОНАСС
%Входные данные:
%t_dr - драконический период обращения спутника ГЛОНАСС (секунды)
%i_incl - наклонение орбиты спутника ГЛОНАСС (радиан)
  
```

```

%ecc - эксцентриситет
%omega_n - аргумент перигея орбиты спутника ГЛОНАСС (радиан)
%Выходные данные:
%a_npp - большая полуось орбиты спутника ГЛОНАСС (километр)
A_PZ90_KM = 6378.136; %(Km) Equatorial radius of the Earth
J20 = -1082625.7e-9; % Factor at the second zone harmonic
% B_PZ90_KM = 6356.75136174571344; % AP_LAND (Km) Polar radius of the Earth */
%a_npp = 1;
MU = 398600.44; %(Km^3/cek^2) constant of a gravitational
epsilon = 1.0e-3; sin_i = sin(i_incl); sin_i2 = sin_i * sin_i;
v = -omega_n; % omega_n - angle of a perigee
ecc2_1 = 1.0 - ecc * ecc; b1 = 2.0 - 2.5 * sin_i2; b2 = sqrt(ecc2_1 * ecc2_1 * ecc2_1);
b3 = 1.0 + ecc * cos(omega_n); b3 = b3 * b3; b4 = 1.0 + ecc * cos(v);
b5 = b4 * b4 * b4 / ecc2_1; b = b1 * b2 / b3 + b5; t_ock = t_dr;
tock_2pi = t_ock / (pi * 2); p1_3 = 1.0 / 3.0;
a_dop = MU * tock_2pi * tock_2pi; a_n = a_dop^(1/3);
% a_n = pow(a_dop, p1_3);
nn = 0; dda = epsilon + 1;
while ( (dda > epsilon) & (nn < 50))
    p = a_n * ecc2_1; % Focal parameter
    ae_p = A_PZ90_KM / p; b0 = 1.0 + (1.5 * J20 * ae_p * ae_p) * b;
    t_ock = t_dr / b0; tock_2pi = t_ock / (pi * 2);
    a_dop = MU * tock_2pi * tock_2pi; a_npp = a_dop^(1/3); dda = abs(a_n - a_npp);
    a_n = a_npp; nn = nn + 1;
end;

```

Функция kepler

```

function [Ek] = kepler(Mk, ecc, eps);
%Имя функции: kepler
%Функция предназначена для решения уравнения Кеплера
% eps = 1.0E-15;
y = ecc * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
for k = 0: 5
    x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - ecc * sin(x));
    if (abs(y - y1) < eps)
        break
    end
    x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
end %k
Ek = x;

```

Функция map

```

function map(N)
%Имя функции: map
%Применена функция MatLab для внесения в графики орбитального движения изображения Земли
load('topo.mat', 'topo', 'topomap1');
[x,y,z] = sphere(50);
cla reset
%axis square off
props.AmbientStrength = 0.1; props.DiffuseStrength = 1;
props.SpecularColorReflectance = .5; props.SpecularExponent = 20;
props.SpecularStrength = 1; props.FaceColor = 'texture';
props.EdgeColor = 'none'; props.FaceLighting = 'phong';
props.Cdata = topo; surface(x*N,y*N,z*N,props);
light('position',[-1 0 1]); light('position',[-1.5 0.5 -0.5], 'color', [.6 .2 .2]); view(3);
grid on

```

Некоторые результаты, иллюстрирующие работу программ, изображены на рисунках 6.28 - 6.31.

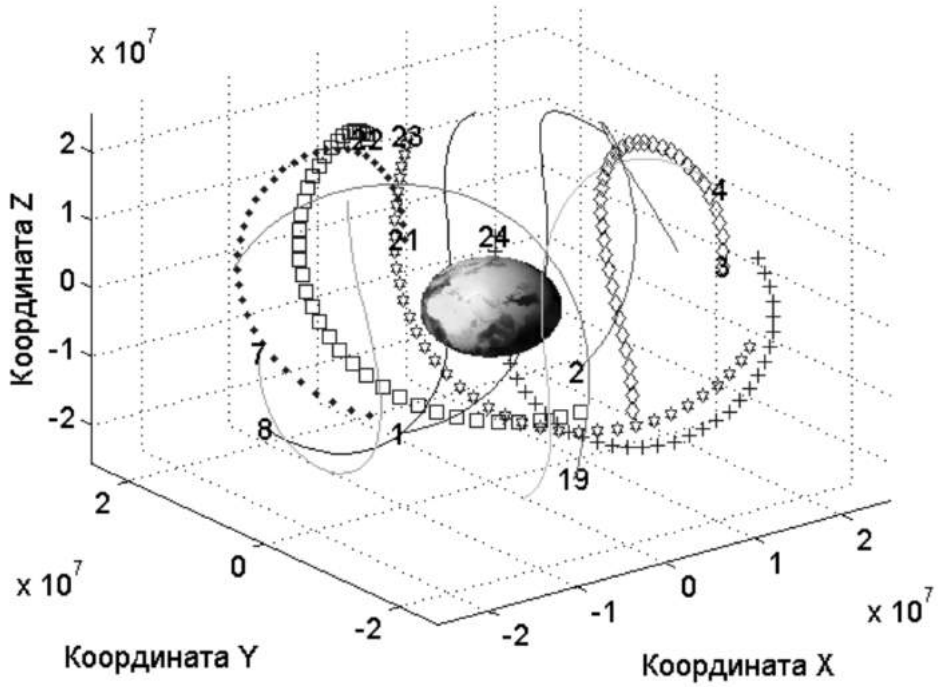


Рис. 6.28. Орбиты спутников ГЛОНАСС в системе координат *ECEF* (рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 506)

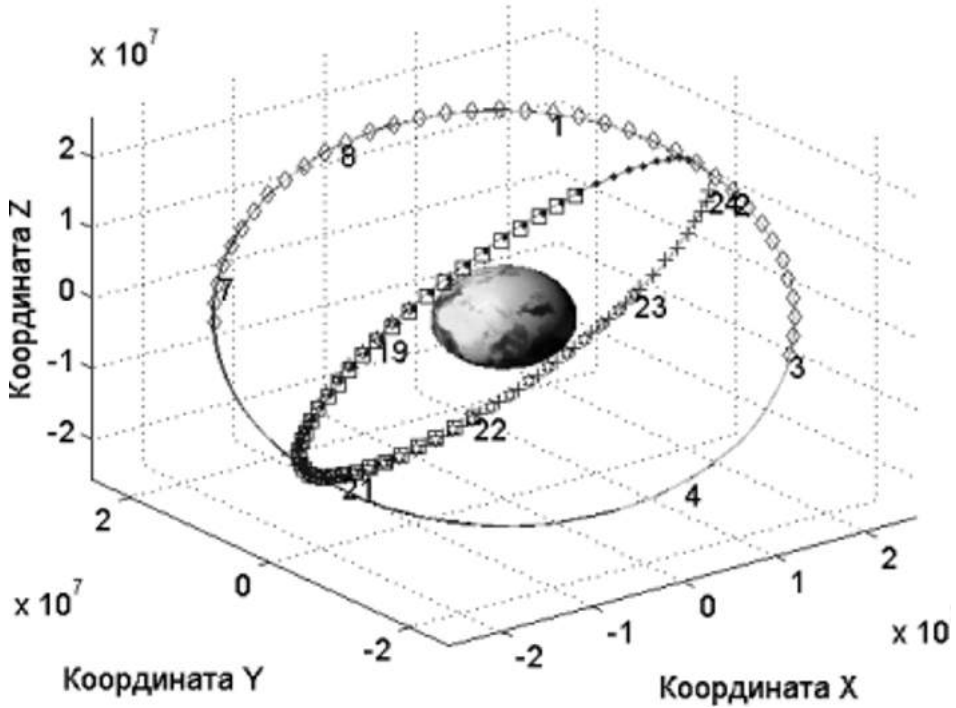


Рис. 6.29. Орбиты спутников ГЛОНАСС в системе координат *ECI* (рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 507)

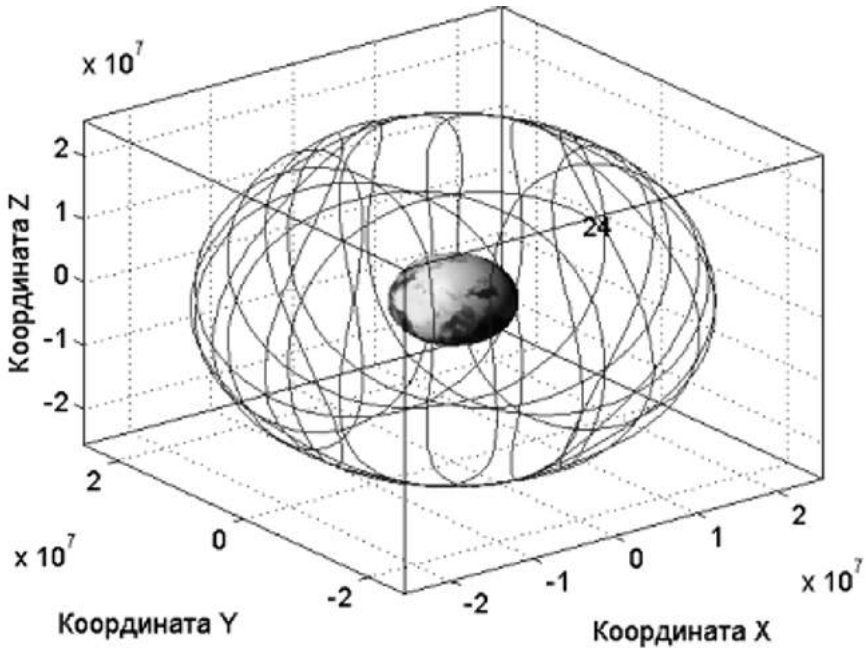


Рис. 6.30. Орбита спутника ГЛОНАСС №24 за 7 суток
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 507)

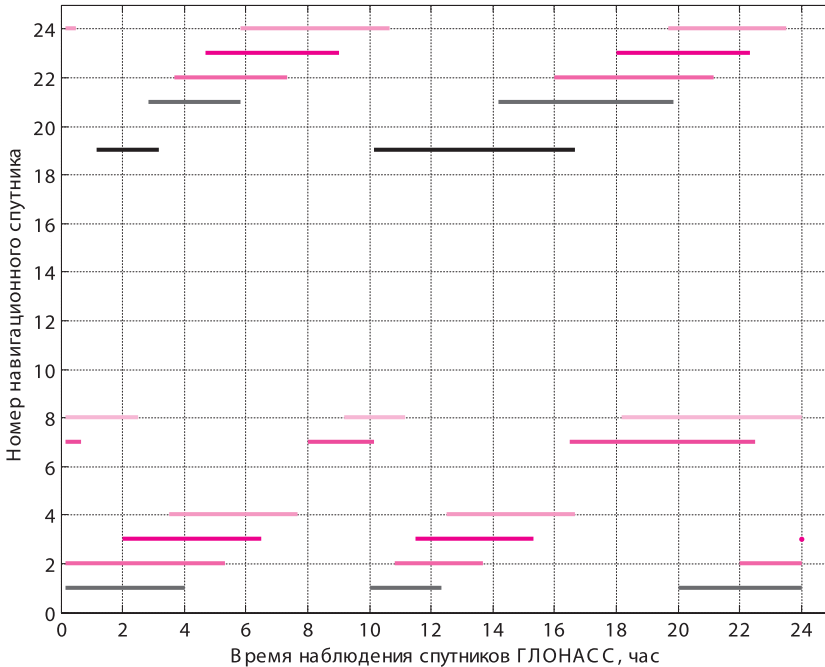


Рис. 6.31. Видимость спутников ГЛОНАСС
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 508)

Программы имеют различные возможности в зависимости от задач, которые ставит специалист, исследующий орбитальное движение спутников.

6.5 Преобразование данных навигационных спутников

6.5.1 Преобразование данных альманаха приемника СН 4701 в формат YUMA

Программы, представленные в данном подразделе, выполняют преобразование альманаха спутников *GPS* и ГЛОНАСС в формат *YUMA*, который воспринимается программой *PLANNING* [285], а также обеспечивает возможность планирования сеансов навигационных определений при применении спутниковых систем *GPS* и ГЛОНАСС.

Блок-схема построения программ изображена на рис. 6.32

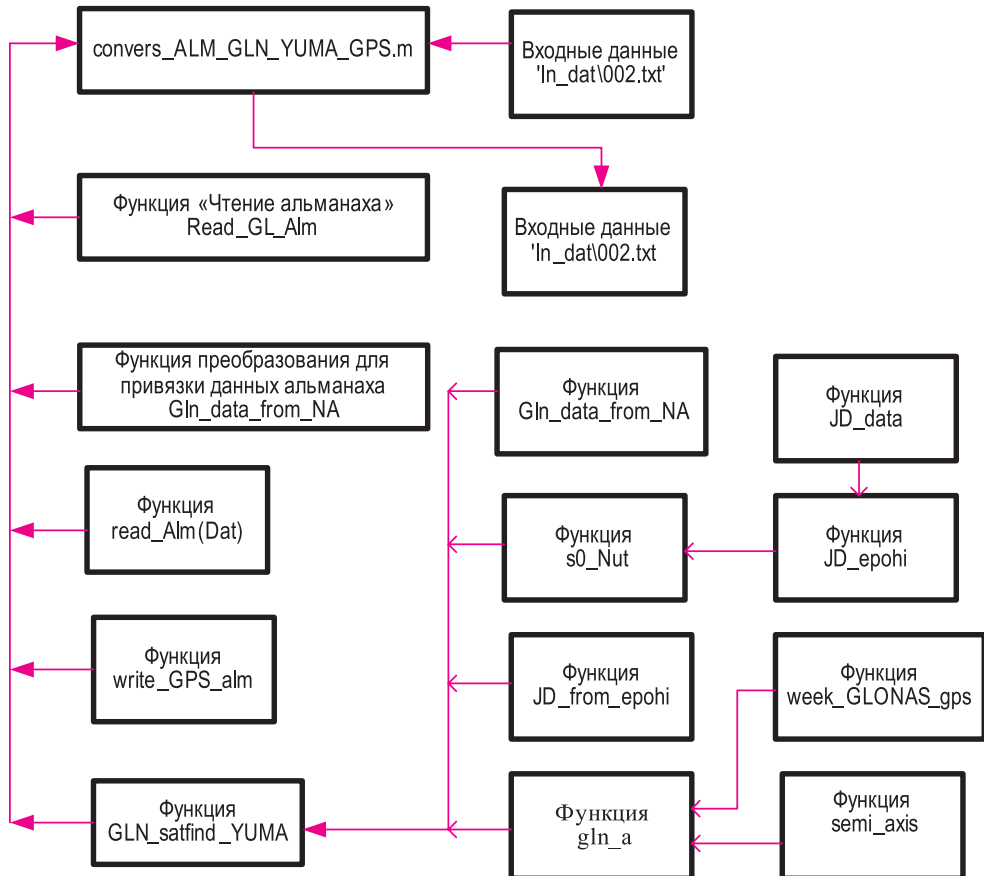


Рис. 6.32. Блок-схема программ преобразования альманаха ГЛОНАСС/*GPS* в формат *YUMA*

Основные комментарии и пояснения к программам приведены в листингах.

Файл *convers_ALM_GLN_YUMA_GPS.m*

```

%Имя файла:convers_ALM_GLN_YUMA_GPS.m
%от conversion-преобразование; программа преобразует данные альманаха GPS и ГЛОНАСС,
%полученные с приемника «СН 4701» (производитель ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ») в формат YUMA
%Входные данные: альманах- записан в папке с именем In_dat, например,
%Dat = 'In_dat\GLN_all_23_10_06_17_45.alm';
%Выходные данные:записываются в файл с именем 'AlmGG.yum'
%Dat = 'In_dat\GLN_all8_11_06.alm';
%Dat = 'In_dat\GLN06_11_06.alm';
%Dat = 'In_dat\GG_24_03_03.alm';% GG24
Dat = 'In_dat\002.txt';% CN
  
```

```

%Имя файла для записи
Name = 'AlmGG.ум';
%Открытие файла для записи
fid = fopen(Name, 'wt');
% Чтение альманаха
[alm_GPS, max_kol_GPS, alm_gln, max_kol_GLN] = read_Alm(Dat);
%Запись в файл альманаха GPS
write_GPS_alm(fid, alm_GPS);
%Полуоси земного эллипсоида
A_WGS84_M = 6378137.0; % WGS-84 ellipsoid parameters
A_PZ90_M = 6378136.0; %6 378 136 м - Equatorial radius of the Earth - большая полуось эллипсоида
A_PZ90_M = A_WGS84_M;
%Смещение времени GPS от UTC в секундах
%dt_lsf = 13;
leap_year = 2004; % Високосный год
timeUTC_leap_year = leap_year;
timeUTC_leap_mon = 0;
timeUTC_leap_day = 0;
GLN_satfind_YUMA(A_PZ90_M, timeUTC_leap, alm_gln, fid);

```

Функция read_Alm

```

function [alm, max_kol_GPS, alm_gln, max_kol_GLN] = read_Alm(Dat)
%Имя функции: read_Alm
%Функция читает данные альманаха GPS и ГЛОНАСС, полученные
%с приемника «СН 4701» (производитель ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ»)
%Dat = '001.txt';
i=0;
for i=1:61
    alm(i).ID = 0; alm(i).Health=63; alm_gln(i).ID=0; alm_gln(i).Health=255;
end;
fid = fopen(Dat, 'rt'); max_kol_GLN = 0; max_kol_GPS = 0;
while notfeof(fid)
    str1 = fscanf(fid, '%s', 1); % GPS | GLN
    len1 = length(str1);
    if len1 == 4 % GPS
        if str1 == 'GPS:'
            max_kol_GPS = max_kol_GPS + 1;
            str1 = fscanf(fid, '%c', 4); ID = fscanf(fid, '%d', 1); alm(ID).ID = ID;
            str2 = fscanf(fid, '%c', 13); Health = fscanf(fid, '%d', 1); alm(ID).Health = Health;
            str3 = fscanf(fid, '%c', 19); eccentricity = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).ecc = eccentricity;
            str4 = fscanf(fid, '%c', 27); delta = fscanf(fid, '%g', 1); %i0
            alm(ID).delta = delta; %i0
            str5 = fscanf(fid, '%c', 30);
            OMEGADOT = fscanf(fid, '%g', 1) * 1000; alm(ID).OMEGADOT = OMEGADOT;
            str6 = fscanf(fid, '%c', 37); A05 = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).A05 = A05;
            str7 = fscanf(fid, '%c', 32); omega0 = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).omega0 = omega0;
            str8 = fscanf(fid, '%c', 26); omega = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).omega = omega;
            str9 = fscanf(fid, '%c', 19); M0 = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).M0 = M0;
            str10 = fscanf(fid, '%c', 11); Af0m = fscanf(fid, '%g', 1) / 1000; alm(ID).Af0m = Af0m;
            str11 = fscanf(fid, '%c', 10); Af01 = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).Af01 = Af01;
            str12 = fscanf(fid, '%c', 11); Af0 = fscanf(fid, '%g', 1); alm(ID).Af0 = Af0;
            str13 = fscanf(fid, '%c', 19); Week = fscanf(fid, '%g', 1) + 1024; alm(ID).Week = Week;
            str14 = fscanf(fid, '%c', 27); TOA = fscanf(fid, '%d') / 1000; alm(ID).TOA = TOA;
            end; % if str1 == 'GPS'
        else % GLONASS
            len1 = length(str1);
            if len1 == 8
                max_kol_GLN = max_kol_GLN + 1;
                str2 = fscanf(fid, '%c', 4); ID = fscanf(fid, '%d', 1); alm_gln(ID).ID = ID;
                str3 = fscanf(fid, '%c', 15); Health = fscanf(fid, '%d', 1); alm_gln(ID).Health = Health;
                str4 = fscanf(fid, '%c', 19); Hn = fscanf(fid, '%d', 1); alm_gln(ID).Hn = Hn;
            end;
        end;
    end;
end;

```

```

str5=fscanf(fid,'%c',34); TaUGL=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).tau_n=TaUGL/1000;
str6=fscanf(fid,'%c',52); LambdaN=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).LambdaN=LambdaN;
str7=fscanf(fid,'%c',24); deltai=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).deltai=deltai;
str8=fscanf(fid,'%c',21); eccentricity=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).ecc =eccentricity;
str9=fscanf(fid,'%c',39); omegan=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).omegan =omegan;
str10=fscanf(fid,'%c',48);
TLambdaN=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).TLambdaN=TLambdaN/1000-10800;
str11=fscanf(fid,'%c',27); Tdr=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).Tdr =Tdr/1000;
str12=fscanf(fid,'%c',48); dTdr=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).dTdr =dTdr;%единицы измерения
str13=fscanf(fid,'%c',16); Na=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).Na =Na;
end % if len1 == 4 % GPS
end % while
end
fclose(fid);

```

Функция *Gln_data_from_NA*

```

function [time.UTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
%Имя функции:Gln_data_from_NA
%function [time.UTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
% преобразует NA - день привязки альманаха
% от ближайшего високосного года - leap_year
% в текущую дату: timeUTC (год, месяц, день)
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31]; %количество дней в месяцах
n4 = mod(leap_year, 4); n100 = mod(leap_year, 100); n400 = mod(leap_year, 400);
if (n4 == 0)
    n_leap = 1;
else
    n_leap = 0;
end
if ((n100 == 0) & (n400 > 0))
    n_leap = 0;
end
if (day_from_leap > (365 + n_leap))
    day = day_from_leap - (365 + n_leap); k =fix (day / 365); day = mod(day, 365);
else
    day = day_from_leap; k = -1;
end;
god = leap_year + k + 1;
if (god > leap_year)
    n_leap = 0;
end;
mon = 1; mon_day = 31;
while (day > mon_day)
    day = day - mon_day; mon = mon + 1; % LK
    mon_day = DnMon(mon);
% mon = mon+1;
if (mon == 2)
    mon_day = mon_day + n_leap;
end
end
time.UTC.year = god; time.UTC.mon = mon; time.UTC.day = day;

```

Функция *read_Alm*

```

function [alm,max_kol_GPS,alm_gln,max_kol_GLN] = read_Alm(Dat)
%Имя функции:read_Alm
%Функция читает данные альманаха GPS и ГЛОНАСС, полученные
%с приемника «СН 4701» (производитель ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ»)
%Dat = '001.txt';
i=0;
for i=1:61
    alm(i).ID = 0; alm(i).Health=63; alm_gln(i).ID=0; alm_gln(i).Health=255;

```

```

end;
fid=fopen(Dat,'rt'); max_kol_GLN = 0; max_kol_GPS = 0;
while notfeof(fid)
    str1=fscanf(fid,'%s',1); % GPS | GLN
    len1 = length(str1);
    if len1 == 4 % GPS
        if str1 == 'GPS:'
            max_kol_GPS = max_kol_GPS + 1; str1=fscanf(fid,'%c',4); ID=fscanf(fid,'%d',1);
            alm(ID).ID = ID; str2=fscanf(fid,'%c',13); Health=fscanf(fid,'%d',1);
            alm(ID).Health=Health; str3=fscanf(fid,'%c',19); eccentricity=fscanf(fid,'%g',1);
            alm(ID).ecc =eccentricity; str4=fscanf(fid,'%c',27); deltai=fscanf(fid,'%g',1) ; %i0
            alm(ID).deltai= deltai ; %i0
            str5=fscanf(fid,'%c',30);
            OMEGADOT=fscanf(fid,'%g',1)*1000; alm(ID).OMEGADOT=OMEGADOT;
            str6=fscanf(fid,'%c',37); A05=fscanf(fid,'%g',1); alm(ID).A05=A05;
            str7=fscanf(fid,'%c',32); omega0 =fscanf(fid,'%g',1);alm(ID).omega0 =omega0;
            str8=fscanf(fid,'%c',26); omega =fscanf(fid,'%g',1); alm(ID).omega=omega;
            str9=fscanf(fid,'%c',19); M0=fscanf(fid,'%g',1); alm(ID).M0=M0;
            str10=fscanf(fid,'%c',11); Af0m=fscanf(fid,'%g',1)/1000; alm(ID).Af0m=Af0m;
            str11=fscanf(fid,'%c',10); Af01=fscanf(fid,'%g',1); alm(ID).Af01=Af01;
            str12=fscanf(fid,'%c',11); Af0=fscanf(fid,'%g',1); alm(ID).Af0=Af0;
            str13=fscanf(fid,'%c',19); Week=fscanf(fid,'%g',1)+1024; alm(ID).Week=Week;
            str14=fscanf(fid,'%c',27); TOA=fscanf(fid,'%d',1)/1000; alm(ID).TOA =TOA;
            end;% if str1 == 'GPS'
        else % GLONASS
            len1 = length(str1);
            if len1 == 8
                max_kol_GLN = max_kol_GLN+1; str2=fscanf(fid,'%c',4); ID=fscanf(fid,'%d',1);
                alm_gln(ID).ID = ID; str3=fscanf(fid,'%c',15); Health=fscanf(fid,'%d',1);
                alm_gln(ID).Health=Health; str4=fscanf(fid,'%c',19); Hn=fscanf(fid,'%d',1);
                alm_gln(ID).Hn=Hn; str5=fscanf(fid,'%c',34); TaUGL=fscanf(fid,'%g',1);
                alm_gln(ID).tau_n=TaUGL/1000; str6=fscanf(fid,'%c',52); LambdaN=fscanf(fid,'%g',1);
                alm_gln(ID).LambdaN=LambdaN; str7=fscanf(fid,'%c',24); deltai=fscanf(fid,'%g',1);
                alm_gln(ID).deltai=deltai;
                str8=fscanf(fid,'%c',21); eccentricity=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).ecc =eccentricity;
                str9=fscanf(fid,'%c',39); omegan=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).omegan =omegan;
                str10=fscanf(fid,'%c',48); TLambdaN=fscanf(fid,'%g',1);
                alm_gln(ID).TLambdaN=TLambdaN/1000-10800; str11=fscanf(fid,'%c',27);
                Tdr=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).Tdr =Tdr/1000; str12=fscanf(fid,'%c',48);
                dTdr=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).dTdr =dTdr;%?единицы измерения
                str13=fscanf(fid,'%c',16); Na=fscanf(fid,'%g',1); alm_gln(ID).Na =Na;
            end % if len1 == 4 % GPS
        end % while
    end
end
fclose(fid);

```

Функция write_GPS_alm

```

function [] = write_GPS_alm(fw, alm)
%Для функции:write_GPS_alm
%Функция записывает альманах GPS в совместный альманах спутников GPS и ГЛОНАСС
%в формате YUMA
i=0; format long e;
for i=1:31
    if alm(i).ID > 0
        %Заголовок альманаха
        fprintf(fw,'**** Week %i almanAU for PRN-0%i *****\n',alm(i).Week, alm(i).ID);
        %Номер спутника GPS
        fprintf(fw,'ID: %i\n',alm(i).ID);%Здоровье спутника GPS
        fprintf(fw,'Health: %i\n', alm(i).Health);
        %Экцентриситет орбиты спутника GPS
    end
end

```

```

strdor = e_norm(alm(i).ecc, 9); fprintf(fw, 'Eccentricity:      %s\n', strdor);
%Время от начала недели GPS, на которое заданы параметры альманаха
fprintf(fw, 'Time of Applicability(s):  %6.4f\n', alm(i).TOA);
%Наклонение орбиты спутника GPS
fprintf(fw, 'Orbital Inclination(rad):  %0.10f\n', alm(i).deltai);
%Скорость изменения восходящего узла орбиты спутника GPS
strdor = e_norm(alm(i).OMEGADOT, 9); fprintf(fw, 'Rate of Right Ascen(r/s): %s\n', strdor);
%Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника GPS
fprintf(fw, 'SQRT(A) (m^1/2):          %4.7f\n', alm(i).A05);
%Долгота восходящего узла орбиты спутника GPS
strdor = e_norm(alm(i).omega0, 9); fprintf(fw, 'Right Ascen at Week(rad): %s\n', strdor);
%Аргумент перигея орбиты спутника GPS
strdor = e_norm(alm(i).omega, 9); fprintf(fw, 'Argument of Perigee(rad): %s\n', strdor);
%Средняя аномалия спутника GPS
strdor = e_norm(alm(i).M0, 9); fprintf(fw, 'Mean Anom(rad):      %s\n', strdor);
%Коэффициенты полинома для учета поправок времени
strdor = e_norm(alm(i).Af0m, 9); fprintf(fw, 'Af0(s):                %s\n', strdor);
strdor = e_norm(alm(i).Af0l, 9); fprintf(fw, 'Af1(s/s):             %s\n', strdor);
%Номер недели
fprintf(fw, 'week:                %i\n', alm(i).Week);
%Запись альманаха GPS в файл
fprintf(fw, '\n');
end; %if alm(i).ID > 0
end; %i

```

Функция *GLN_satfind_YUMA*

```

function [ ] = GLN_satfind_YUMA(a, timeUTC_leap, alm_gln, fid);
%Имя функции: GLN_satfind_YUMA
%функция обрабатывает входные данные
KOL_GLN = 24; A_PZ90_KM = a / 1000;
for (i = 1 : KOL_GLN)
%alm_gln.Na -(сек) время привязки альманаха от начала предшествующего високосного года
day_from_leap = alm_gln(i).Na; timeUTC = Gln_data_from_NA(timeUTC_leap.year, day_from_leap);
timeUTC.ti = 0.0; nut = 0; S0 = s0_Nut(timeUTC, nut);
time_s0 = S0.s0_m_mod; %time_s0 - истинное звездное время в текущий момент обсервации
year = timeUTC.year;
% leap_year = fix(year / 4) * 4; % ближайший к текущему (предыдущий) високосный год
leap_year = timeUTC_leap.year; % ближайший к текущему (предыдущий) високосный год
% ti = timeUTC.ti; % текущее время обсервации от начала дня
% n00 = fix(ti / 86400);
% n0 - номер текущих суток внутри 4-летнего периода (от ближайшего високосного года)
% n0 = JD_from_epohi(leap_year, timeUTC) + n00 + 1;
% [eci_current_loc, eci_rec_pos_xyz] = llh_to_eci(a, b, ti, time_s0, current_loc_pz90);
% satpos_eci = init_satpos_gln();
ti = alm_gln(i).TLambdaN; % текущее время обсервации от начала дня
n00 = fix(ti / 86400);
n0 = JD_from_epohi(leap_year, timeUTC) + n00 + 1;
prn = alm_gln(i).ID; health = alm_gln(i).Health; Hn = alm_gln(i).Hn;
if ((prn > 0) & (Hn > 0))
gln_a(A_PZ90_KM, i, n0, ti, time_s0, alm_gln, timeUTC_leap, fid);
end; %f((prn > 0) & (health == 1))
end; % for (i = 1 : KOL_GLN)
fclose(fid);

```

Функция *Gln_data_from_NA*

```

function [timeUTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
%Имя функции: Gln_data_from_NA
%function [time UTC] = Gln_data_from_NA(leap_year, day_from_leap);
% преобразует NA - день привязки альманаха
% от ближайшего високосного года - leap_year

```

```

% в текущую дату: timeUTC (год, месяц, день)
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31]; %количество дней в месяцах
n4 = mod(leap_year, 4);
n100 = mod(leap_year, 100);
n400 = mod(leap_year, 400);
if (n4 == 0)
    n_leap = 1;
else
    n_leap = 0;
end
if ((n100 == 0) & (n400 > 0))
    n_leap = 0;
end
if (day_from_leap > (365 + n_leap))
    day = day_from_leap - (365 + n_leap); k = fix (day / 365); day = mod(day, 365);
else
    day = day_from_leap; k = -1;
end;
god = leap_year + k + 1;
if (god > leap_year)
    n_leap = 0;
end;
mon = 1; mon_day = 31;
while (day > mon_day)
    day = day - mon_day; mon = mon + 1; % LK
    mon_day = DnMon(mon);
% mon = mon+1;
if (mon == 2)
    mon_day = mon_day + n_leap;
end
end
time.UTC.year = god; time.UTC.mon = mon; time.UTC.day = day;

```

Функция s0_Nut

```

function [S0] = s0_Nut(timeUTC, nut)
%Имя функции: s0_Nut
%функция рассчитывает истинное и среднее звездное время по формулам подраздела 1.4
% среднее звездное время s0 на 0ч UTC
%year = 1993; mon = 1; day = 0;
%fprintf('function s0_m - start \n');
jd2000 = 2451545; % 12h UTC 1 января
% Применить функцию JD_data
[jd, day_year] = JD_data(timeUTC);
if (jd == NaN)
    s0_mod = NaN; h = NaN; min = NaN; sec = NaN;
    fprintf('function s0_m - end0 \n');
    return;
end;
jd = jd - 0.5; d = jd - jd2000; t = d / 36525.0; % 36525 - юлианский период 100 лет
t2 = t * t; h1 = 24110.54841;
%h1=6.0*3600.0+41.0*60.0+50.54841;
% h2 = 236.555367908 * d;
h2 = 8640184.812866 * t; h3 = 0.093104 * t2; h4 = t2 * t * 6.2E-6;
if (nut == 0)
    na = 0;
else
    na = utc_nut(t);
end;
s0_m = h1 + h2 + h3 - h4; S0.s0_nut = s0_m + na; S0.s0_m_mod = mod(s0_m, 86400);
s0_day = floor(s0_m / 86400); S0.s0_m_hour = S0.s0_m_mod / 3600.0;

```

```

S0.s0_m_hour = floor(S0.s0_m_mod / 3600); sec_min = S0.s0_m_mod - S0.s0_m_hour * 3600;
S0.s0_m_min = floor(sec_min / 60); S0.s0_m_sec = sec_min - S0.s0_m_min * 60;
S0.s0_nut_mod = mod(S0.s0_nut, 86400); s0_day = floor(S0.s0_nut / 86400);
S0.s0_nut_hour = S0.s0_nut_mod / 3600.0; S0.s0_nut_hour = floor(S0.s0_nut_mod / 3600);
sec_min = S0.s0_nut_mod - S0.s0_nut_hour * 3600; S0.s0_nut_min = floor(sec_min / 60);
S0.s0_nut_sec = sec_min - S0.s0_nut_min * 60;

```

Функция :JD_from_epohi

```

function [jd] = JD_from_epohi(epoha, timeUTC);
%Имя функции:JD_from_epohi
%Функция вычисляет jd - количество дней от указанного года (epoha)
% до текущей даты, указанной в структуре timeUTC, представленной в виде
% (timeUTC.year, timeUTC.mon, timeUTC.day)
jd0 = JD_epohi(EPOHa) + 1; % 12h, 1 den January
[day, day_year] = JD_data(timeUTC); jd = day - jd0;

```

Функция gln_a

```

function [ ] = gln_a(A_PZ90_KM, ns, n0, ti_current, time_s0, alm_gln, timeUTC_leap, fid);
%Имя функции:gln_a
%Функция формирует альманах ГЛОНАСС в формате YUMA. Данные альманаха ГЛОНАСС
%соответствуют
%данному альманаху ГЛОНАСС, записанным приемником СН 4701 и преобразованным
%в строгое соответствие
%интерфейсному контрольному документу ГЛОНАСС
%Постоянные:
I_MID = 1.0995574287564; %(double)(PI * 63.0 / 180.0). I_MID - Mean value of an inclination of a
%plane of orbit of a satellite
T_DR_MID = 43200.0; %Mean value a dragon of cycle time of a satellite
MU = 398600.44; % (Km^3/cek^2) гравитационная постоянная (constant of a gravitational)
OMEGA_Z = 0.7292115e-4; %(рад/cek)- Угловая скорость вращения Земли (Angular speed of
%rotation of the Earth)
SEC_IN_RAD = 7.2722052166430e-005; %(PI / 43200.0) Number radian in second of time 2*PI/
%(24*3600)=PI/43200
HALF_PI = pi / 2; D7_3 = 7.0 / 3.0; D7_4 = 7.0 / 4.0; D7_6 = 7.0 / 6.0;
D7_24 = 7.0 / 24.0; D49_72 = 49.0 / 72.0; nn = fix(ti_current / 86400);
ti = ti_current - nn * 86400; %время в секундах
i_incl = I_MID + alm_gln(ns).deltai; %наклонение орбиты спутника ГЛОНАСС с номером ns
ecc2_1 = 1.0 - alm_gln(ns).ecc * alm_gln(ns).ecc;
%t_dr = T_DR_MID + alm_gln(ns).Tdr; % GG24
t_dr = alm_gln(ns).Tdr; %драконический период спутника ГЛОНАСС (данные приемника СН 4701)
n_dr = pi * 2 / t_dr;
%1. Вычисление полуоси a n:
a_n = semi_axis(A_PZ90_KM, t_dr, i_incl, alm_gln(ns).ecc, alm_gln(ns).omegan);
alm_gln(ns).a = a_n;
%2. Вычисление t_lambda_k - время пересечения восходящего узла орбиты спутника ГЛОНАСС
sin_i = sin(i_incl); cos_i = cos(i_incl); sin_i2 = sin_i * sin_i; cos_i2 = cos_i * cos_i;
v = -alm_gln(ns).omegan; %omegan - angle of a perigee
J = -0.00162393855; %J = 3/2 * C20; C20 = 1082.6257 * 10-6;
ae_a = A_PZ90_KM / a_n; ae_a2 = ae_a * ae_a; j_ae_a2 = J * ae_a2;
omegal = j_ae_a2 * n_dr * cos_i / (ecc2_1 * ecc2_1); n0_na = (n0 - alm_gln(ns).Na);
tz = ti - alm_gln(ns).TLambdaN + 86400.0 * n0_na;
wk = tz / t_dr; wi = fix(wk); wi2 = wi * wi;
t_lambda_kk = alm_gln(ns).TLambdaN + t_dr * wi + alm_gln(ns).dTdr * wi2;
t_lambda_k = t_lambda_kk - n0_na * 86400.0;
lambda_k = alm_gln(ns).LambdaN + (omegal - OMEGA_Z) * (wi * t_dr + alm_gln(ns).dTdr * wi2);
%time_s0 - a true sidereal time to Greenwich midnight of date n0 to which time ti concerns
%time_s0 - истинное звездное время в текущий момент наблюдения
time_s0 = 0;
time_s = time_s0 * SEC_IN_RAD + OMEGA_Z * t_lambda_k;
omega_0 = lambda_k + time_s;
% Auxiliary values:

```



```

d1 = 1.0 - 1.5 * sin_i2; j_ae_a2_d1 = j_ae_a2 * d1; j_ae_a2_d = j_ae_a2 * (1.0 - 1.5 * sin_i);
j_ae_a2_sin_i = j_ae_a2 * sin_i; j_ae_a2_sin_i2 = j_ae_a2 * sin_i2;
j_ae_a2_cos_i2 = j_ae_a2 * cos_i2;
% 3. Calculation of constants:
tau = 0; l = cos(alm_gln(ns).omegan) * alm_gln(ns).ecc;
h = alm_gln(ns).ecc * sin(alm_gln(ns).omegan);
dop_x = (sqrt(1.0 - alm_gln(ns).ecc) * tan(v / 2.0));
dop_y = sqrt(1.0 + alm_gln(ns).ecc); ee = 2.0 * atan2(dop_x, dop_y);
ma = ee - alm_gln(ns).ecc * sin(ee); ll = ma + alm_gln(ns).omegan;
% for (j = 0; j <= 1; j++)
for (j = 1 : 2)
    sin_l = sin(ll); sin_2l = sin(2 * ll); sin_3l = sin(3 * ll);
    sin_4l = sin(4 * ll); cos_l = cos(ll); cos_2l = cos(2 * ll);
    cos_3l = cos(3 * ll); cos_4l = cos(4 * ll); l_cosl = l * cos_l;
    delta_a(j) = 2.0 * a_n * j_ae_a2_d1 * l * cosl + ...
        j_ae_a2 * sin_i * (0.5 * h * sin_l - 0.5 * l * cosl + ...
        cos(2.0 * alm_gln(ns).LambdaN) + 3.5 * l * cos_3l + 3.5 * h * sin_3l);
    delta_h(j) = j_ae_a2_d1 * (l * n_dr * tau + sin_3l + ...
        1.5 * l * sin_2l - 1.5 * h * cos_2l) - ...
        0.25 * j_ae_a2_sin_i2 * (sin_l - D7_3 * sin_3l + ...
        5.0 * l * sin_2l - 8.5 * l * sin_4l + ...
        8.5 * h * cos_4l + h * cos_2l) + j_ae_a2_cos_i2 * ...
        (tau * l * n_dr - 0.5 * l * sin_2l);
    delta_l(j) = j_ae_a2_d1 * (-tau * h * n_dr + cos_l + ...
        1.5 * l * cos_2l + 1.5 * h * sin_2l) - ...
        0.25 * j_ae_a2_sin_i2 * (-cos_l - D7_3 * cos_3l - ...
        5.0 * h * sin_2l - 8.5 * l * cos_4l - ...
        8.5 * h * sin_4l + l * cos_2l) + j_ae_a2_cos_i2 * ...
        (-tau * h * n_dr + 0.5 * h * sin_2l);
    d_omega(j) = j_ae_a2 * cos_i * (tau * n_dr + 3.5 * l * sin_l - ...
        3.5 * h * cos_l - 0.5 * sin_2l - D7_6 * sin_3l + ...
        D7_6 * h * cos_3l);
    delta_i(j) = 0.5 * j_ae_a2_sin_i * cos_i * (-l * cos_l + ...
        h * sin_l + cos_2l + D7_3 * l * cos_3l + D7_3 * h * sin_3l);
    delta_ll(j) = 2.0 * j_ae_a2_d * ... % 2.0 * j_ae_a2_d1 *
        (tau * n_dr + D7_4 * l * sin_l - ...
        D7_4 * h * cos_l) + 3 * j_ae_a2_sin_i * ...
        (-D7_24 * h * cos_l - D7_24 * l * sin_l - ...
        D49_72 * h * cos_3l + D49_72 * l * sin_3l + ...
        0.25 * sin_2l) + j_ae_a2 * cos_i * ...
        (tau * n_dr + 3.5 * l * sin_l - 2.5 * h * cos_l - ...
        0.5 * sin_2l - D7_6 * l * sin_3l + D7_6 * h * cos_3l);
    tau = ti - t_lambda_k; ll = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * tau;
end;
% 4. Corrections to orbit elements of a satellite by second zone harmonic J20
% influence at the moments of time ti
dda = delta_a(2) - delta_a(1); ddh = delta_h(2) - delta_h(1);
ddl = delta_l(2) - delta_l(1); dd_omega = d_omega(2) - d_omega(1);
ddi = delta_i(2) - delta_i(1); dd_ll = delta_ll(2) - delta_ll(1);
% 5. calculation of influenced elements of orbits at the moment of ti time
ai = a_n + dda; hi = h + ddh; li = l + ddl;
% ecc_i = alm_gln[ns].ecc; ecc_i = sqrt(hi * hi + li * li);
if (ecc_i == 0)
    w_i = 0;
else
    if (li == ecc_i)
        w_i = HALF_PI;
    else
        if (li == -ecc_i)
            w_i = -HALF_PI;
        else

```

```

if (li ~ = 0)
    w_i = atan2(hi,li);
else
    w_i = HALF_PI;
end;
end;
end;
end;
omega_i = omega_0 + dd_omega;
ii_incl = i_incl + ddi; ll_z = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * tau + dd_ll;
% ll_z = ma + alm_gln(ns).omegan + n_dr * (ti - t_lambda_k) + dd_ll; mm_i = ll_z - w_i;
%timeUTC_leap
Na = alm_gln(ns).Na;
[wGPS,weekday] = week_GLONAS_GPS(Na, timeUTC_leap);
Yuma(ns).week = wGPS;% - 1024;%варианты записи недели
Yuma(ns).id = alm_gln(ns).ID + 37;
%Запись альманаха ГЛОНАСС в формате YUMA
%Заголовок альманаха ГЛОНАСС. В заголовке вынесен номер (литера) частоты- Hn
fprintf(fid,'GLO*Week %i almanac for prn-%i NAUHN-%i***** \n',Yuma(ns).week, Yuma(ns).id,alm_gln(ns).Hn);
%Номер спутника ГЛОНАСС 1...24. В заголовке номера спутников ГЛОНАСС 38...61.
fprintf(fid,'ID: %i\n',Yuma(ns).id-37);% для Planning
%fprintf(fid,'ID: %i\n',Yuma(ns).id);% вариант записи номера спутника
%Здоровье спутников ГЛОНАСС: 000- здоров
Yuma(ns).Health = alm_gln(ns).Health;
if (Yuma(ns).Health > 100)
    fprintf(fid,'Health: %i\n', Yuma(ns).Health);
else
    if (Yuma(ns).Health > 10)
        fprintf(fid,'Health: %i\n', Yuma(ns).Health);
    else
        fprintf(fid,'Health: %i\n', Yuma(ns).Health);
    end;
end;
%Эксцентриситет орбиты спутника
strdor = e_norm(alm_gln(ns).ecc, 9); fprintf(fid,'Eccentricity: %s \n', strdor);
%Время, к которому относятся данные орбиты спутника ГЛОНАСС, приведенное к началу
%недели GPS.
%При необходимости нужно учесть поправку смещения времени GPS от UTC (в 2006 году-14 секунд)
strdor = e_norm((alm_gln(ns).TLambdaN + 86400 * (weekday)),9);
fprintf(fid,'Time of Applicability(s): %s \n',strdor);
%Наклонение орбиты спутника ГЛОНАСС
Yuma(ns).inc = alm_gln(ns).deltai; fprintf(fid,'Orbital Incluation(rad): %11.9e \n',Yuma(ns).inc);
%Скорость изменения восходящего узла орбиты спутника ГЛОНАСС
strdor = e_norm(omega_l,9); fprintf(fid,'Rate of Right Ascen(r/s): %s \n', strdor);
%Корень квадратный из большой полуоси орбиты спутника ГЛОНАСС
Yuma(ns).sqrt_a = sqrt(a_n * 1000); fprintf(fid,'SQRT(A) (m^1/2): %11.6f \n',Yuma(ns).sqrt_a);
%Долгота восходящего узла орбиты спутника ГЛОНАСС
strdor = e_norm(omega_u,9); fprintf(fid,'Right Ascen at Week(rad): %s \n', strdor);
%Аргумент перигея орбиты спутника ГЛОНАСС
strdor = e_norm(w_i,9); fprintf(fid,'Argument of Perigee(rad): %s \n',strdor);
%Средняя аномалия спутника ГЛОНАСС
strdor = e_norm(mm_i,9); fprintf(fid,'Mean Anom(rad): %s \n', strdor);
%Коэффициенты полинома для учета поправок времени
strdor = e_norm(alm_gln(ns).tau_n,9); fprintf(fid,'A0(s): %s \n', strdor);
Yuma(ns).Af1 = 0.0; fprintf(fid,'Af1 (s/s): %11.9e \n', Yuma(ns).Af1);
%Номер недели
fprintf(fid,'week: %i \n \n', Yuma(ns).week);
%Номер дня от начала недели, к которому относятся данные альманаха
Yuma(ns).day = weekday;

```

Функция `week_GLONAS_GPS`

```
function [wGPS,weekday] = week_GLONAS_GPS(Na, timeUTC)
% Имя функции: week_GLONAS_GPS
% Функция вычисляет:
% Выходные данные: wGPS, weekday.
% wGPS - номер GPS - недели,
% weekday - день недели (0 - воскресенье, 1 - понедельник, 2 - вторник, 3 - среда,
% 4 - четверг, 5 - пятница, 6 - суббота.
% Входные данные:
% Na - номер суток, к которым относятся данные альманаха спутника ГЛОНАСС, отсчитываемые от
% ближайшего високосного года
% timesUTC - время UTC с начала текущей недели (секунда),
% Используемые константы:
% сдвиг времени между UTC и системным временем GPS на начало 2004 года
% diff UTC_GPS = 13; (до конца 2005 года)
diff UTC_GPS = 15; % (с 2009 года)
% количество дней в месяцах
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31];
% юлианский день начала отсчета недели GPS на ноль часов UTC с 5 на 6
% января 1980 года:
wGPS_0 = 2444244.5;
% Расчет номеров юлианского дня и дня года, от которого отсчитываются дни ГЛОНАСС
[JD, day_year] = JD_data(timeUTC);
% Сдвиг на ноль часов UTC на Гринвичском меридиане
JD = JD - 0.5;
% Расчет номера GPS неделе стандартной функцией MatLab «floor»
wGPS = floor((JD + Na - wGPS_0) / 7);
% Расчет дня недели стандартной функцией MatLab «mod»
weekday = mod((JD + Na - wGPS_0), 7);
```

Функция `semi_axis`

```
function [a_npp] = semi_axis(A_PZ90_KM, t_dr, i_incl, ecc, omega_n);
% Имя функции: semi_axis
% Функция вычисляет радиус орбиты спутника ГЛОНАСС в соответствии с интерфейсным
% контрольным документом ГЛОНАСС
% A_WGS84 = 6378.1370; % km
% A_PZ90_KM = A_WGS84;
% A_PZ90_KM = 6378.136; % (Km) Equatorial radius of the Earth
J20 = -1082625.7e-9; % Factor at the second zone harmonic
% B_PZ90_KM = 6356.75136174571344; % AP_LAND (Km) Polar radius of the Earth */
% a_npp = 1;
MU = 398600.44; % (Km^3/сек^2) constant of a gravitational
epsilon = 1.0e-3; sin_i = sin(i_incl); sin_i2 = sin_i * sin_i;
v = -omega_n; % omega_n - angle of a perigee
ecc2_1 = 1.0 - ecc * ecc; b1 = 2.0 - 2.5 * sin_i2; b2 = sqrt(ecc2_1 * ecc2_1 * ecc2_1);
b3 = 1.0 + ecc * cos(omega_n); b3 = b3 * b3; b4 = 1.0 + ecc * cos(v);
b5 = b4 * b4 * b4 / ecc2_1; b = b1 * b2 / b3 + b5; t_ock = t_dr;
tock_2pi = t_ock / (pi * 2); p1_3 = 1.0 / 3.0; a_dop = MU * tock_2pi * tock_2pi;
a_n = a_dop^(1/3); % a_n = pow(a_dop, p1_3);
nn = 0; dda = epsilon + 1;
while ((dda > epsilon) & (nn < 50))
    p = a_n * ecc2_1; % Focal parameter
    ae_p = A_PZ90_KM / p; b0 = 1.0 + (1.5 * J20 * ae_p * ae_p) * b;
    t_ock = t_dr / b0; tock_2pi = t_ock / (pi * 2); a_dop = MU * tock_2pi * tock_2pi;
    a_npp = a_dop^(1/3); dda = abs(a_n - a_npp); a_n = a_npp; nn = nn + 1;
end;
```

Функция `JD_epohi`

```
function jden = JD_epohi(epoca)
% Имя: JD_epohi
```

```

%Функция JD_erohi(эпоха) рассчитывает номер юлианского дня
%до начала года (эпоха) на 12h, 0 день, январь.
%Входные данные: эпоха, размерность - год
%Выходные данные:
%jden- номер юлианского дня на 12h, 0 день, январь ( размерность - дни)
rk = mod(эпоха,4);
if ( rk == 0 ) rk = 1.0;
else
rk = 2.0 - rk * 0.25;
end;
n100 = floor(эпоха / 100); n400 = floor(эпоха / 400);
jden = (4712 + эпоха) * 365.25 + n400 - n100 + rk;
%fprintf('эпоха=%d rk=%f jden=%6.2f\n', эпоха, rk, jden);

```

Функция JD_data

```

function [JD, day_year] = JD_data(timeUTC)
%Имя:JD_data
% Функция JD_data(timeUTC) вычисляет:
%JD - номер юлианского дня, day_year - номер дня года.
%Входные данные:
%timeUTC.year - год,
% timeUTC.mon - месяц,
% timeUTC.day - день.
%Выходные данные:
%JD - юлианский день, day_year- день от начала года.
%Оригинальные функции: function jd0 = JD_erohi(year),
%(смотри комментарий).
% число дней от начала периода до 12ч. всемирного времени (полдень)
% указанной даты (по Гринвичу)
%Входные данные для контрольного примера:
%year = 2000; mon = 1; day = 1;
%количество дней в месяцах
DnMon = [31, 28, 31, 30, 31, 30, 31, 31, 30, 31, 30, 31];
%Вычисление номера юлианского дня опорной эпохи
jd0 = JD_erohi(timeUTC.year);
%Учет високосного года
nfebr = 0;
if mod(timeUTC.year,4) == 0
nfebr = 1;
end;
%Расчет номера дня года
k = 0;
for i = 2 : timeUTC.mon
k = k + DnMon(i - 1);
if (i == 2)
k = k + nfebr;
end;
end;
day_year = k + timeUTC.day;
%Расчет номера юлианского дня
JD = jd0 + day_year;
%2451545 - номер юлианского дня; 1- первый день года.

```

Результатом выполнения программ подраздела 6.5.1 является альманах ГЛОНАСС, преобразованный в формат YUMA.

6.5.2 Декодирование данных альманаха спутников GPS

Спутниковые навигационные приемники обрабатывают данные навигационных спутников и вырабатывают информации в определенных форматах, как правило, в форматах приемников характерных для фирм-производителей. Рассмотрим программу преобразования данных альманаха, получаемых с одного из широко распространенных приемников фирмы *Novatel, ProPak-G2*, выполненного на базе платы *OEM 4*.

Информация, вырабатываемая приемником, записывается в виде файла в бинарной форме и в форме кода *ASCII*. В программе декодирования альманаха используется бинарная форма. Декодируется сырой альманах (*RAWALM, Message ID: 74*) [271, 272]. Формат данных из оригинала [271, 272] имеет следующий вид

Формат данных альманаха *RAWALM*

<i>Field</i>	<i>Field type</i>	<i>Data Description</i>	<i>Format</i>	<i>Binary Bytes</i>	<i>Binary Offset</i>
1	<i>header</i>	<i>Log header</i>		<i>H</i>	0
2	<i>ref week</i>	<i>Almanac reference week number</i>	<i>Ulong</i>	4	<i>H</i>
3	<i>ref secs</i>	<i>Almanac reference time (seconds.)</i>	<i>Ulong</i>	4	<i>H+4</i>
4	<i>subframes</i>	<i>Number of subframes to follow</i>	<i>Ulong</i>	4	<i>H+8</i>
5	<i>svid</i>	<i>SV ID (satellite vehicle ID)_a</i>	<i>UShort</i>	2	<i>H+12</i>
6	<i>data</i>	<i>Subframe page data.</i>	<i>Hex</i>	30	<i>H+14</i>
7...	<i>Next subframe offset = H + 12 + (subframe x 32)</i>				
<i>variable</i>	<i>xxxx</i>	<i>32-bit CRC (ASCII and Binary on-ly)</i>	<i>Hex</i>	4	<i>H + 12 + (32 x subframes)</i>
<i>variable</i>	<i>[CR][LF]</i>	<i>Sentence terminator (ASCII only)</i>	-	-	-

Программа декодирования - *Raw_Alm.m*

```
%Имя файла:Raw_Alm.m
%Программа преобразует данные бинарного файла альманаха спутников GPS в
%формат YUMA
%Входные данные:
%Бинарный файл «сырого» альманаха навигационных приемников ProPak G2, ProPak G2 plus, DL 4
%для приведенного примера имя файла (2006_05_09_16.31_G2_RAW).bin
%Выходные данные:
%Файл альманаха GPS в формате YUMA,
%для приведенного примера имя файла (2006_05_09_16.31_G2_RAW_OK).alm
%начало цикла для 63 спутников (в том числе и спутников-нагрузок)
for i=1:63
%структура согласно формата альманаха YUMA и ICD GPS-200 C
alm(i)= struct('SV_ID',0, 'week',0, 'health_0',0, 'health',0, 'ecc',0,...
'10a',0, 'incl_angle',0, 'omega_dot',0,...
'sqrtA',0, 'omega0',0, 'omega',0, 'M0',0, 'af0',0, 'af1',0);
end;
%диск и последовательность папок, из которых считывается файл с записью альманаха в бинарном
%формате. При необходимости можно указать любой другой путь к файлу
name_in = 'E:\MATLAB7\work\RAW_ALM_BIN_DAT\2006_05_09_16.31_G2_RAW).bin';
%открытие данных для чтения и записи
fw = fopen('E:\MATLAB7\work\RAW_ALM_BIN_ALM\2006_05_09_16.31_G2_RAW_OK).alm','w');
%формирование CRC-кода для проверки считываемых данных
```

```

fid_crc = fopen(name_in,'rb'); fseek(fid_crc, 0, 'eof'); size1 = ftell(fid_crc)- 4;
fseek(fid_crc, size1, 'bof'); CRC = fread(fid_crc,1,uint32); fprintf('CRC hex = %X\n',CRC);
fseek(fid_crc, 0, 'bof'); CRC_own = CalculateBlockCRC32(fid_crc, size1);
fprintf('CRC_own_hex= %X\n',CRC_own); fclose(fid_crc);
%Чтение «сырых» данных альманаха
fid = fopen(name_in,'rb');
% Заголовок данных- Header Structure (Binary Message)
Syn_c = fread(fid,3,'char'); %B OEM-4 'Char'
Hear_d= fread(fid,1,'uchar');%B OEM-4 'Uchar'
Message_ID = fread(fid,1,uint16);%B OEM-4 'Long'
Message_Type=fread(fid,1,'char'); %B OEM-4 'Char'
Port_Address = fread(fid,1,'char'); %B OEM-4 'Char'
Message_Length = fread(fid,1,uint16); %B OEM-4 'Ushort'
Sequenc_e = fread(fid,1,uint16); %B OEM-4 'Ushort'
Idle_Time = fread(fid,1,'char'); %B OEM-4 'Char'
Time_Status = fread(fid,1,'char'); %B OEM-4 'Enum'
week_1 = fread(fid,1,uint16); %B OEM-4 'Ushort'
Time = fread(fid,1,'ulong'); %B OEM-4 'Double'
N_ul = fread(fid,1,'uint'); d_fcc=fread(fid,1,'uint16'); d_fcc = dec2hex(d_fcc);
e1 = fread(fid,1,'uint16');
week =fread(fid,1,'uint');% неделя GPS
T0a= fread(fid,1,'ulong');% время привязки альманаха
kol_str= fread(fid,1,'ulong'); %количество строк
%Чтение данных по каждому спутнику
for i=1:kol_str
Nsv= fread(fid,1,'ushort'); % номер спутника согласно табл.20-V ICD GPS-200 C
TLM= fread(fid,3,'char'); TL_M = dec2hex(TLM,2); HOW= fread(fid,3,'char');
HO_W = dec2hex(HOW,2); e6= fread(fid,1,'char'); maska = bin2dec('11000000');
ID_dop = bitand(e6, maska); data_ID = bitshift(ID_dop, -6); maska = bin2dec('00111111');
SV_ID = bitand(e6, maska); ecc1 = fread(fid,1,'char'); ecc2 = fread(fid,1,'char');
ecc = (bitshift(ecc1, 8) + ecc2)*2^(-21);%эксцентриситет
t0a= fread(fid,1,'char')*2^12 ;% время привязки альманаха
d1= fread(fid,1,'bit8'); d2=fread(fid,1,'char');
incl_angle= ((bitshift(d1, 8) + d2)*2^(-19) + 0.3) * pi;%наклонение орбиты спутника
d1=fread(fid,1,'bit8'); d2=fread(fid,1,'char');
omega_dot= (bitshift(d1, 8) + d2)*2^(-38) * pi;%скорость изменения восходящего узла
maska = bin2dec('00111111');
%здоровье спутника GPS
health_1 = fread(fid,1,'char');
if health_1 > 255
health_1 = health_1;
end;
health = bitand(health_1,maska);
if health > 63
health = health;
end;
maska = bin2dec('11000000'); health_0 = bitand(health_1,maska); health_0 = bitshift(health_0, - 6);
if health_0 > 3
health_0 = health_0;
end;
d1 = fread(fid,1,'char'); d2 = fread(fid,1,'char'); d3 = fread(fid,1,'char');
sqrtA=(bitshift(d1, 16) + bitshift(d2, 8) + d3)*2^(-11);%корень квадратный из большей полуоси орбиты
d1 = fread(fid,1,'bit8'); sign2 = sign(d1); d2 = fread(fid,1,'char'); d3 = fread(fid,1,'char');
omega0=((bitshift(d1, 16)+bitshift(d2, 8)+d3)*2^(-23))*pi; %долгота восходящего узла орбиты спутника
d1 = fread(fid,1,'bit8'); sign1 = sign(d1); d2 = fread(fid,1,'char'); d3 = fread(fid,1,'char');
omega=((bitshift(d1, 16) + bitshift(d2, 8) + d3)*2^(-23) ) * pi; %аргумент перигея
d1 = fread(fid,1,'bit8'); d2 = fread(fid,1,'char'); d3 = fread(fid,1,'char');
M0=((bitshift(d1, 16) + bitshift(d2, 8) + d3)*2^(-23) ) * pi;%средняя аномалия на время привязки t0a
af0_1 = fread(fid,1,'char'); af0_1_bin = dec2bin(af0_1); d2 = fread(fid,1,'char');
d2bin = dec2bin(d2); d3 = fread(fid,1,'char'); d3bin = dec2bin(d3);
maska = bin2dec('00011100'); d4 = bitand(d3,maska); af0_2 = bitshift(d4, -2);

```

```

af0_dop = bitshift(af0_1, 3) + af0_2; koef = 2^(-20);
af0 = var_sign(af0_dop, 11, koef); %коэффициент коррекции времени af0
% af1:
maska = bin2dec('11100000'); d4 = bitand(d3, maska); af1_2 = bitshift(d2, 3);
af1_1 = bitshift(d4, -5); af1_dop = bitor(af1_2, af1_1); koef = 2^(-38);
af1 = var_sign(af1_dop, 11, koef); %коэффициент коррекции времени af1
if SV_ID > 0
    alm(SV_ID) = struct('SV_ID', SV_ID, 'week', week, 'health_0', health_0, 'health', health, 'ecc', ecc, ...
        't0a', t0a, 'incl_angle', incl_angle, 'omega_dot', omega_dot, ...
        'sqrtA', sqrtA, 'omega0', omega0, 'omega', omega, 'M0', M0, ...
        'af0', af0, 'af1', af1);
end;
end;
%Формирование вывода данных альманаха в формате YUMA
for i=1:30 %63
    if alm(i).SV_ID > 0
    if alm(i).SV_ID < 10
        fprintf(fw, '**** Week %i almaNAU for PRN-0%i *****\n', alm(i).week, alm(i).SV_ID);
        fprintf(fw, 'ID:                0%i\n', alm(i).SV_ID);
    else
        fprintf(fw, '**** Week %i almaNAU for PRN-%i *****\n', alm(i).week, alm(i).SV_ID);
        fprintf(fw, 'ID:                %i\n', alm(i).SV_ID);
    end;
    if alm(i).health < 10
        fprintf(fw, 'Health:                %i0%i\n', alm(i).health_0, alm(i).health);
    else
        fprintf(fw, 'Health:                %i%i\n', alm(i).health_0, alm(i).health);
    end;
    strdop = e_norm(alm(i).ecc, 10);
    fprintf(fw, 'Eccentricity:        %s\n', strdop);
    fprintf(fw, 'Time of Applicability(s):  %6.4f\n', alm(i).t0a);
    fprintf(fw, 'Orbital Inclination(rad):  %0.10f\n', alm(i).incl_angle);
    strdop = e_norm(alm(i).omega_dot, 10);
    fprintf(fw, 'Rate of Right Ascen(r/s):  %s\n', strdop);
    fprintf(fw, 'SQRT(A) (m^1/2):          %4.7f\n', alm(i).sqrtA);
    strdop = e_norm(alm(i).omega0, 10);
    fprintf(fw, 'Rate of Right Ascen(r/s):  %s\n', strdop);
    if alm(i).omega < 0
        fprintf(fw, 'SQRT(A) (m^1/2):          %4.7f\n', alm(i).sqrtA);
    else
        fprintf(fw, 'Argument of Perigee(rad):  %1.10f\n', alm(i).omega);
    end;
    strdop = e_norm(alm(i).M0, 10); fprintf(fw, 'Mean Anom(rad):            %s\n', strdop);
    strdop = e_norm(alm(i).af0, 10); fprintf(fw, 'Af0(s):                    %s\n', strdop);
    strdop = e_norm(alm(i).af1, 10); fprintf(fw, 'Af1(s/s):                  %s\n', strdop);
    fprintf(fw, 'week:                      %i\n', alm(i).week); fprintf(fw, '\n');
    end; %if alm(i).SV_ID > 0
end; %i
%CR_C = fread(fid, 1, 'uint32'); %CR_C = dec2hex(CR_C);
fclose(fid); %закрытия файла для чтения
fclose(fw); %закрытия файла для записи

```

Функция CRC32Value

```

function [ulCRC] = CRC32Value(i)
%Имя функции: CRC32Value
%Функция для контроля декодированных данных
CRC32_POLYNOMIAL = hex2dec('EDB88320'); ulCRC = i;
for (j = 1:8)
    a = bitand(ulCRC, 1);
    if a > 0

```

```

    ulCRC = bitxor(bitshift(ulCRC, -1), CRC32_POLYNOMIAL);
else
    ulCRC = bitshift(ulCRC, -1);
end;
end;

```

Функция *CalculateBlockCRC32*

```

function [ulCRC] = CalculateBlockCRC32(fid, size1)
%Имя функции: CalculateBlockCRC32
%Функция для проверки CRC-кода
ulCRC = 0;
int_ulcrc = uint(32);
FF0 = hex2dec('00ffffff');
ff = hex2dec('ff');
ulCount = size1;
while (ulCount > 0)
    ulTemp1 = bitand( bitshift(ulCRC, -8), FF0); ucBuffer = fread(fid,1,'uint8');
    int_ulcrc = ulCRC; xor1 = bitxor(int_ulcrc, ucBuffer );
    param1 = bitand(xor1, ff); ulTemp2 = CRC32Value(param1 );
    ulCRC = bitxor(ulTemp1, ulTemp2);
    ulCount = (ulCount - 1);
end

```

Функция *e_norm*

```

function str_norm = e_norm(e_dat, mantissa);
%Имя функции: e_norm
%Функция для форматирования записи данных
format_e = num2str(mantissa);
format_e = strcat('%0.' format_e 'E');
str_norm = num2str(e_dat*10,format_e);
k=strfind(str_norm, '.');
if k>2
    str_norm = strcat(str_norm(1), '0.', str_norm(2:k-1), str_norm(k+1:length(str_norm)));
else
    str_norm = strcat('0.', str_norm(1:k-1), str_norm(k+1:length(str_norm)));
end;

```

Функция *var_sign*

```

function [result] = var_sign(a, poz, koef)
%Имя функции: var_sign
%Вспомогательная функция для декодирования коэффициентов af0, af1
%af0_bin = dec2bin(a)
sign_a = bitget(a,poz);
a_plus = bitset(a, poz, 0);
%a_plus_bin = dec2bin(af0_plus)
if sign_a==0
    result = a_plus * koef;
else
    a_minus = bitcmp(a_plus, (poz - 1)) + 1;
    %a_bin = dec2bin(a_minus)
    result = - a_minus * koef;
end
end

```

В результате выполнения файла *Raw_Alm.m* получаем данные альманаха в формате, близком к формату *YUMA*. Данные для трех спутников (экономия места), относящиеся к неделе 1391 (1391 - 1024 = 367) и времени задания альманаха 405504 сек, приведены в таблице.

Таблица. Сравнение данных альманаха

Декодированный альманах	Альманах YUMA http://www.navcen.uscg.gov/GPS/almanacs.htm
<p>**** Week 1391 almaNAU for PRN-01 *****</p> <p>ID: 01</p> <p>Health: 000</p> <p>Eccentricity: 0.63085556030E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9886949594</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.76460327737E-008</p> <p>SQRT(A) (m^{1/2}): 5153.6718750</p> <p>Right Ascen at Week(rad): 0.68590662626E+000</p> <p>Argument of Perigee(rad): -1.7790428324</p> <p>Mean Anom(rad): -0.20332499641E+001</p> <p>Af0(s): 0.75340270996E-004</p> <p>Af1(s/s): 0.36379788071E-011</p> <p>week: 1391</p>	<p>***** Week 367 almanac for PRN-01 *****</p> <p>ID: 01</p> <p>Health: 000</p> <p>Eccentricity: 0.6308555603E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9886949594</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.7646032774E-008</p> <p>SQRT(A) (m 1/2): 5153.671875</p> <p>Right Ascen at Week(rad): 0.6859066263E+000</p> <p>Argument of Perigee(rad): -1.779042832</p> <p>Mean Anom(rad): -0.2033249964E+001</p> <p>Af0(s): 0.7534027100E-004</p> <p>Af1(s/s): 0.3637978807E-011</p> <p>week: 367</p>
<p>**** Week 1391 almaNAU for PRN-02 *****</p> <p>ID: 02</p> <p>Health: 000</p> <p>Eccentricity: 0.88028907776E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9486496719</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.84460660983E-008</p> <p>SQRT(A) (m^{1/2}): 5153.6533203</p> <p>Right Ascen at Week(rad): -0.14530981305E+001</p> <p>Argument of Perigee(rad): 2.1410918844</p> <p>Mean Anom(rad): -0.77380155327E+000</p> <p>Af0(s): 0.32424926758E-004</p> <p>Af1(s/s): 0.36379788071E-011</p> <p>week: 1391</p>	<p>***** Week 367 almanac for PRN-02 *****</p> <p>ID: 02</p> <p>Health: 000</p> <p>Eccentricity: 0.8802890778E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9486496719</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.8446066098E-008</p> <p>SQRT(A) (m 1/2): 5153.653320</p> <p>Right Ascen at Week(rad): -0.1453098130E+001</p> <p>Argument of Perigee(rad): 2.141091884</p> <p>Mean Anom(rad): -0.7738015533E+000</p> <p>Af0(s): 0.3242492676E-004</p> <p>Af1(s/s): 0.3637978807E-011</p> <p>week: 367</p>
<p>**** Week 1391 almaNAU for PRN-03 *****</p> <p>ID: 03</p> <p>Health: 363</p> <p>Eccentricity: 0.84843635559E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9264309189</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.81031946734E-008</p> <p>SQRT(A) (m^{1/2}): 5153.6420898</p> <p>Right Ascen at Week(rad): -0.25909133996E+001</p> <p>Argument of Perigee(rad): 0.6802751641</p> <p>Mean Anom(rad): -0.14865131456E+001</p> <p>Af0(s): 0.0000000000E+000</p> <p>Af1(s/s): 0.0000000000E+000</p> <p>week: 1391</p>	<p>***** Week 367 almanac for PRN-03 *****</p> <p>ID: 03</p> <p>Health: 063</p> <p>Eccentricity: 0.8484363556E-002</p> <p>Time of Applicability(s): 405504.0000</p> <p>Orbital Inclination(rad): 0.9264309189</p> <p>Rate of Right Ascen(r/s): -0.8103194673E-008</p> <p>SQRT(A) (m 1/2): 5153.642090</p> <p>Right Ascen at Week(rad): -0.2590913400E+001</p> <p>Argument of Perigee(rad): 0.680275164</p> <p>Mean Anom(rad): -0.1486513146E+001</p> <p>Af0(s): 0.0000000000E+000</p> <p>Af1(s/s): 0.0000000000E+000</p> <p>week: 367</p>

6.5.3 Видимость навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС

Программа рассчитывает углы азимута и места навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС по данным совместного для обеих систем альманаха в формате YUMA. Файл альманаха можно получить на сайте Национального авиационного университета или запросить по электронной почте cnsatm@nau.edu.ua.

Файл VSION_GLONASS_GPS.m

```
clear all
%Имя m-файла: VSION_GLONASS_GPS.m
%Программа рассчитывает углы видимости навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС
%(азимута и места)
%видимых спутников на заданный момент времени
%Входные данные:
%файл альманаха в формате Yuma, имя файла альманаха присваивается
%переменной «Dat», например, Dat = 'имя файла альманаха';
%данные о начале отсчета «d2», d2='месяц/день/год'; h=час; min=минута; s=секунда;
%координаты позиции приемника - lat (широта в радианах), lon (долгота в радианах),
%hr (высота в метрах);
%шаг с каким будут рассчитываться параметры (step, секунды);
%количество точек (L), в которых будут рассчитываться параметры орбит
%L=12*3600/step, L читается так: количество часов (например, 12)
%число секунд в часе (3600), деленное на шаг (step)
%Постоянные:
%скорость вращения Земли
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
%радиусы земного эллипсоида
A_WGS84=6378137.0; B_WGS84=6356752.314;
%константы
mu=3986005000000000; F_CONST=4.442807633E-10; kt=1;
%установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2';
%h; min; s и j или L;
%Задание цветов для графики
color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' '!' 'g' ':' 'b' ':' 'k' 'h'];
%Входные данные
%Dat = 'AlmGLONASS11_12_06.yum'; Dat = 'AlmGG_1.yum';
%Dat = 'YumaGL8_11_06.alm'; d2='12/21/2006'; h=14; min=52.0; s=58.0;
%координаты точки, из которой наблюдаются спутники
lat = 0.88032730015257;%50 градусов 26 минут 20.54 секунд
lon = 0.53109641675259;%30 градусов 25 минут 46.4995 секунд
hr=187.488;% метров
X_label=['Широта' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
step=300;% шаг отсчета времени в секундах (300=5 минутам); шаг можно изменять
step=0; %L=(24*3600) / step; % убрать % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
L=1; % установить % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%Чтение альманаха
[alm,max_kol] = Yuma_GPS_GLONAS_Alm(Dat);
%max_kol = 32; nom = 1; i = 0; k = 0; j = 0;
%for i = 1 : max_kol
while (i < 61)
    id = alm(nom).ID; Health = alm(nom).Health;
    %fprintf('1: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
    if (id > 0)
        Health = alm(nom).Health;
        if (Health == 0)
            k = k + 1; nom = ns(k) = id;
            %fprintf('2: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
            nom = nom + 1;
        else
            nom = nom + 1;
    end
end
```

```

    end;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
    i = i + 1;
end; % i
kol = k; fprintf('kol=%i \n', kol); nom_ns % - номер навигационного спутника
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLH(lon, lat,hr); %Rx=0;Ry=0;Rz=0;%центр масс Земли
%Начало отсчета текущего времени
[week,modeweek,d,week,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
for j = 1:L % 0:L
    t(j)=weeks+step*(j); %step;
    %t1(j) = t(j)/60; %изменение дискретности текущего времени
    %d_wn = (week - alm(i).Week); %d_wn = 0;
    for k = 1 : kol
        i = nom_ns(k) ; % input «i» !!!
        % fprintf('i=%i alm(i).Week = %i \n',i, alm(i).Week)
        d_wn=(modeweek - alm(i).Week);%если в альманахе не учтено 1024
        tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA; d_wn = abs(modeweek - alm(i).Week);
        dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
        if((alm(i).A05 > 0) & (alm(i).Health == 0))
            while (abs(tk) > dd)
                if tk > dd
                    tk = tk - 604800;
                else
                    if tk < -dd
                        tk = tk + 604800;
                    end
                end % if
            end % while
            %Справочник по альманаху- цифра в скобках обозначает порядковый номер
            %параметра альманаха в формате YUMA
            %alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);
            %alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);
            %alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Afl(12); alm(ID).Week(13);
            n0=sqrt(mu) / (alm(i).A05^6); j2 = 1082.68E-6;
            re = (A_WGS84 + B_WGS84) / 2; sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0);
            dn = 1.5 * j2 * re * re / (alm(i).A05^4) * (1. - 1.5 * sin55 * sin55);
            %dn = 0; n=n0 * (1 + dn); Mk = alm(i).M0 + n*tk; e=alm(i).e;
            %решение уравнения Кеплера
            eps = 1.0E-15; y = e * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
            for k = 0 : 15 % количество итераций
                x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - e * sin(x));
                if (abs(y - y1) < eps)
                    break
                end
            end
            x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
        end % kepler
        Ek = x; deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek);
        dt1 = alm(i).Af0 + alm(i).Afl * tk + deltr; tk = tk - dt1; vd = 1. - alm(i).e * cos(Ek);
        nuk = atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek) / vd,(cos(Ek)-alm(i).e) / vd);
        Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk))); Fk =nuk + alm(i).omega;
        uk =Fk; ik=alm(i).deltai; % alm(i)
        rk =(alm(i).A05^2)*(1.0-alm(i).e*cos(Ek)); xkk =rk*cos(uk); ykk =rk*sin(uk);
        OMEGAk =alm(i).omega0+(alm(i).OMEGADOT-OMEGAEaDOT)*tk-OMEGAEaDOT*alm(i).TOA;
        % fprintf('i=%i j=%i \n ',i, j); Xk(j,i) = xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
        Yk(j,i) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk); Zk(j,i) = ykk*sin(ik);
        %Дальности до спутников
        PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 + (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2);
        %Перевод в географическую систему, если требуется

```

```

%[lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk,Yk,Zk); %(Llon(j),Llat(j),Hhr(j)) = [lons,lats,hrs];
%расчет угла видимости спутника
xls = Xk(j,i) - Rx; yls = Yk(j,i) - Ry; zls = Zk(j,i) - Rz; range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
if j>1
    doppler(j-1) = (range1 - range2) * 5.2514 / step;
end
range2 = range1; P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz); tdot = ( Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;
xll = xls/range1; yll = yls/range1; zll = zls/range1;
if tdot >= 1.00
    b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00
    b = pi;
else
    b = acos( tdot);
end
satang = pi/2.0 - b; TT =satang; TT(j,i) =TT;%угол видимости спутников
%расчет угла азимута спутников
xn = -cos(lon)*sin(lat); yn = -sin(lon)*sin(lat); zn = cos(lat);xe = -sin(lon); ye = cos(lon);
xaz = xe*xll + ye*yll; yaz = xn*xll + yn*yll + zn*zll; if (xaz == 0) or (yaz == 0); az(j)= 0;
else
az(j,i) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j,i) < 0
    az(j,i) = az(j,i) + pi*2;
end
AZ(j,i) =az(j,i) *180/pi;%угла азимута спутников в градусах
EL(j,i) = TT(j,i) *180/pi;%угла видимости спутников в градусах
% ПЕРЕСЧЕТ ВРЕМЕНИ
A(j)=mod(t(j),86400); her(j)=floor(A(j)/3600); m(j)=floor((A(j)-her(j)*3600)/60);
sek(j)=A(j)-her(j)*3600-m(j)*60;
%Построение полярной системы координат
if EL(j,i) < 0
    elp = 180;
else
    elp = (EL(j,i) - 90);
end;
azp = (AZ(j,i) + 90.0); rad = pi / 180; x0 = 0; y0 = 0;
xt(j,i) = (elp * cos(azp * rad)); yt(j,i) = -(elp * sin(azp * rad)); % fprintf('i=%i j=%i \n', i, j);
end % i = ns
end; % if (alm(i).A05 > 0)
end % j = time
%ВНИМАНИЕ. Для вывода времени визуализации спутников на график установите kt
t title=[d2 ' ' num2str(her(kt)) ':' num2str(m(kt)) ':' num2str(sek(kt))];
%X_label=['Шупота' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
%num2ctr(lat)
%num2str(her(kt))
%X_label=['66 ':'];
n = 6; max_n = max(nom_ns); n_end = mod(max(nom_ns),n); n_end = mod(kol, n);
n2 = fix(kol / n) * n - n + 1;
%Формирование таблицы вывода времени UTC (Time), GPS (TGPS в секундах), номера спутника (nns),
% углов видимости и азимута от времени и номера спутника
for i=1:n:kol
    fprintf(' Time TGPS');
    for k=1: n
        nns = nom_ns(i+k-1); fprintf('%2i', nns);
    end;
    fprintf('\n');
    for j=1:L
        fprintf('%2i:%2i:%2i %i ',her(j),m(j),sek(j), t(j));
        for k=1: n
            nns = nom_ns(i+k-1); fprintf('%6.1f %6.1f', EL(j,nns), AZ(j,nns));

```

```

end;
fprintf('\n');
end; % J=1:L
if (i) == (n2)
    n = n_end;
end;
end% i
hold on
%Окружности уровней на круговой диаграмме видимости спутников
k1 = 10; k2 = 30; k3 = 50; k4 = 70; k5 = 85; k6=90; n=0;
for k=1:5:365
    n=n+1; m1 = pi / 180; x(n)=cos(k*m1); y(n)=sin(k*m1);
end;
%График круговой диаграммы
plot(k1*x(:),k1*y(:),'k: ', k2*x(:),k2*y(:),'k: ', k3*x(:),k3*y(:),'k: ',k4*x(:),k4*y(:),'k: ', k5*x(:),k5*y(:),'r', k6*x(:),
k6*y(:),'r:');
text(5, 10,'80','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(18, 23,'60','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(32, 37,'40','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(45, 50,'20','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(55, 60,'5','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
text(62, 67,'0','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
grid on;
%Построение изображений видимых спутников на круговой диаграмме
i=1;
for k=1:kol
    i = nom ns(k);
    if (i < 31)
        plot(xt(kt,i),yt(kt,i),'Marker','o','MarkerSize',20,'MarkerFaceColor','g');
    else
        plot(xt(kt,i),yt(kt,i),'Marker','o','MarkerSize',20,'MarkerFaceColor','r');
    end;
    title(t_itle); xlabel(X_label,'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman')
    hold on
    if i<32
        str1 = num2str(i, 2);
    else
        str1 = num2str((i - 37), 2);
    end
    text(xt(kt,i), yt(kt,i),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center');
    axis([-100 100 -100 100]); %axis([-90 90 -90 90]);
end
clear

```

Функция LLHECEF

```

function [lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk, Yk, Zk)
%Имя функции: LLHECEF
%Функция выполняет преобразование координат.
%Входные данные: Xk (Rx), Yk (Ry), Zk (Rz) - координаты в ECEF
%Выходные данные: lon-долгота, lat-широта, h-высота
%a, b-большая и малая полуоси эллипсоида
a=6378137.0; b=6356752.314; xy = sqrt(Xk*Xk + Yk*Yk);
    thet = atan(Zk*a/(xy*b)); esq = 1.0-b*b/(a*a); epsq = a*a/(b*b)-1.0;
    lats = atan((Zk+epsq*b*(sin(thet)^3))/(xy-esq*a*(cos(thet)^3))); lons = atan2(Yk,Xk);%!
if lons < 0
    lons = 2*pi + lons;
end;
n = a*a/sqrt(a*a*cos(lats)*cos(lats) + b*b*sin(lats)*sin(lats)); hrs = xy/cos(lats)-n;
end

```

Функция ECEFLH

```
function [Rx, Ry, Rz] = ECEFLH(lon, lat, hr)
%Имя функции: ECEFLH
%Функция выполняет преобразование координат
%Входные данные lon-долгота, lat-широта, h-высота; a, b-большая
%и малая полуоси эллипсоида
%Выходные данные: Rx, Ry, Rz - координаты в ECEF
%Для WGS-84
a=6378137.0; b=6356752.314; n=a*sqrt(a*a*cos(lat)*cos(lat)+b*b*sin(lat)*sin(lat));
Rx=(n+hr)*cos(lat)*cos(lon); Ry=(n+hr)*cos(lat)*sin(lon); Rz=(b*b/(a*a)*(n+hr)*sin(lat);
```

Функция ECEFLH

```
function [week, modeweek, d, dweek, weeks] = Tim(d2, h, min, s)
%Имя функции: Tim
%Функция по данным d2='месяц/день/год'; h=час; min=минута; s=секунда рассчитывает
%номер недели (week), при необходимости номер модифицированной недели (modeweek), число
%дней,
%прошедших с 6 января 1980 года (d), номер дня недели (dweek), время GPS в секундах от начала
%недели.
%Неделя начинается в ночь с субботы на воскресенье. Воскресенье - нулевой день.
%d2='10/35/2003'; h=23.0; min=59.0; s=59.0;
%week = ceil(DAYSdif('1/6/1980', d2, 3)/7);
week = floor(DAYSdif('1/6/1980', d2, 3)/7); % текущая неделя
modeweek=week; %modeweek=week - 1024;
d = DAYSdif('1/6/1980', d2, 3);
dweek=fix(d-week*7); weeks=(dweek)*24*60*60+h*60*60+min*60+s;
```

Результат выполнения программы изображен на рис. 6.33.

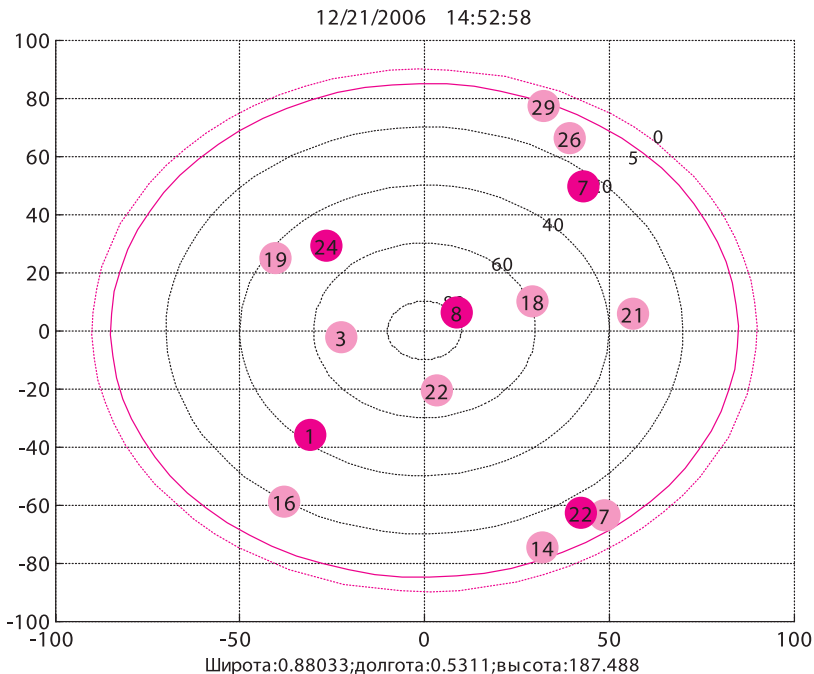


Рис. 6.33. Видимость спутников GPS и ГЛОНАСС

На рис. 6.34 показаны экспериментальные данные видимых спутников, полученные приемником НАВИОР 14.

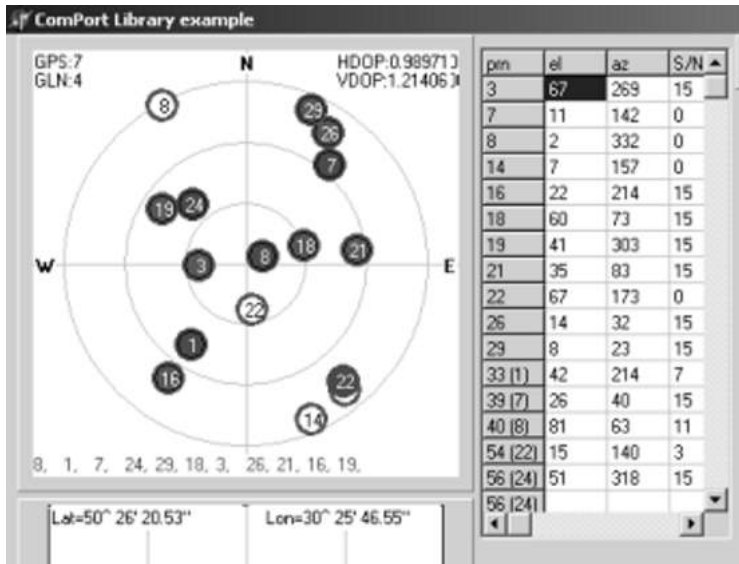


Рис. 6.34. Видимость спутников GPS и ГЛОНАСС (данные измерений)
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 508)

Приведенная программа позволяет также рассчитать улы азимута и места в течение интервала времени, задаваемого пользователем, и прогнозировать сеансы навигационных определений при совместном применении систем GPS и ГЛОНАСС.

Видимость навигационных спутников GPS, ГЛОНАСС, GALILEO. Если в приведенном выше комплексе программ файл *Vision_GLONASS_GPS.m* заменить файлом *Vision_GL_GPS_GAL.m* и подставить в качестве входных данных альманах спутников трех систем - GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, то на круговой диаграмме и в таблице углов азимута и места будет отражаться информация о положении навигационных спутников трех спутниковых систем.

Листинг m-файла *Vision_GL_GPS_GAL.m*

```
clear all
%Имя m-файла: Vision_GL_GPS_GAL.m
%Программа рассчитывает углы видимости навигационных спутников GPS, ГЛОНАСС,
%GALLILEO
%(азимута и места) спутников на заданный момент времени
%Входные данные:
%файл альманаха в формате Yuta, имя файла альманаха присваивается
%переменной «Dat», например, Dat = 'имя файла альманаха';
%данные о начале отсчета «d2», d2='месяц/день/год'; h=час; min=минута; s=секунда;
%координаты позиции приемника -lat(широта в радианах), lon (долгота в радианах,
%hr (высота в метрах);
%шаг, с каким будут рассчитываться параметры (step, секунды);
%количество точек (L), в которых будут рассчитываться параметры орбит
%L=12*3600/step. L читается так: количество часов (например, 12)
%число секунд в часе (3600), деленное на шаг (step)
%Постоянные:
%скорость вращения Земли
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
%радиусы земного эллипсоида
A_WGS84=6378137.0; B_WGS84=6356752.314;
%константы
mu=3986005000000000; F_CONST = 4.442807633E-10;
kt=1; %установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2';
%h; min; s и j или L;
%Задание цветов для графики
```

```

color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' ':' 'g' ':' 'b' ':' 'k' 'h'];
%Входные данные
Dat = 'AlmGGG.ут';%альманах спутников GPS, ГЛОНАСС, GALLILEO
d2='12/21/2006'; h=14; min=52.0; s=58.0;
%координаты точки, из которой наблюдаются спутники
lat = 0.88032730015257;%50 градусов 26 минут 20.54 секунд
lon = 0.53109641675259;%30 градусов 25 минут 46.4995 секунд
hr=187.488;% мепров
X_label=['Широта' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
step=300;%шаг отсчета времени в секундах (300=5 минутам); шаг можно изменять
step=0;
%L=(24*3600) / step;% убрать % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
L=1;% установить % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%Чтение альманаха
[alm,max_kol] = Yuma_GPS_Glonas_Alm(Dat);
%max_kol = 32; nom = 1; i = 0; k = 0; i = 0;
%for i = 1 : max_kol
while ( i < 91)
    id = alm(nom).ID; Health = alm(nom).Health;
    %fprintf('1: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
    if ( id > 0)
        Health = alm(nom).Health;
        if ( Health == 0)
            k = k + 1; nom_ns(k) = id;
            %fprintf('2: i=%i k=%i nom=%i id=%i Health=%i \n', i, k, nom, id, Health);
            nom = nom + 1;
        else
            nom = nom + 1;
        end;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
    i = i + 1;
end; % i
kol = k; fprintf('kol=%i \n', kol); nom_ns % - номер навигационного спутника
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLLH(lon, lat,hr); %Rx=0;Ry=0;Rz=0;%центр масс Земли
%Начало отсчета текущего времени
[week,modeweek,d,week,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
for j = 1:L % 0:L
    t(j)=weeks+step*(j); %step;
    %t1(j) = t(j)/60; %изменение дискретности текущего времени
    %d_wn = (week - alm(i).Week); %d_wn = 0;
    for k = 1 : kol
        i = nom_ns(k) ; % input «i» !!!
        %fprintf('i=%i alm(i).Week = %i \n',i, alm(i).Week)
        d_wn=(modeweek - alm(i).Week);%если в альманахе не учтено 1024
        tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA; d_wn = abs(modeweek - alm(i).Week);
        dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
        if ( ( alm(i).A05 > 0 ) & ( alm(i).Health == 0))
            while (abs(tk) > dd)
                if tk > dd
                    tk = tk - 604800;
                else
                    if tk < -dd
                        tk = tk + 604800;
                    end
                end % if
            end % while
        %Справочник по альманаху- цифра в скобках обозначает порядковый номер
        %параметра альманаха в формате YUMA

```



```

%alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);
%alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);
%alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13);
n0=sqrt(mu) / (alm(i).A05^6); j2 = 1082.68E-6; re = (A_WGS84 + B_WGS84) / 2.;
sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0); dn = 1.5 * j2 * re * re / (alm(i).A05^4) * (1. - 1.5 * sin55 * sin55);
%dn = 0; n=n0 * (1 + dn); Mk = alm(i).M0 + n*tk; e=alm(i).e;
%решение уравнения Кеплера
eps = 1.0E-15; y = e * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
for k = 0 : 15 % количество итераций
    x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - e * sin(x));
    if (abs(y - y1) < eps)
        break
    end
    x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
end % kepler
Ek = x; deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek); dt1 = alm(i).Af0 + alm(i).Af1 * tk + deltr;
tk = tk - dt1; vd = 1. - alm(i).e * cos(Ek);
nuk = atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek) / vd, (cos(Ek)-alm(i).e) / vd);
Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk))); Fk =nuk + alm(i).omega;
uk =Fk; ik=alm(i).deltai; % alm(i)
rk =(alm(i).A05^2)*(1.0-alm(i).e*cos(Ek)); xkk =rk*cos(uk); ykk =rk*sin(uk);
OMEGAk =alm(i).omega0+(alm(i).OMEGADOT-OMEGAE DOT)*tk-OMEGAE DOT*alm(i).TOA;
% fprintf('i=%i j=%i \n ',i, j);
Xk(j,i) = xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
Yk(j,i) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk); Zk(j,i) = ykk*sin(ik);
%Dальности до спутников
PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 + (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2);
%Перевод в географическую систему, если требуется
%[lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk,Yk,Zk);
%(Llon(j),Llat(j),Hhr(j)) = [lons,lats,hrs];
%расчет угла видимости спутника
xls = Xk(j,i) - Rx; yls = Yk(j,i) - Ry; zls = Zk(j,i) - Rz; range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
if j>1
    doppler(j-1) = (range1 - range2) * 5.2514 / step;
end
range2 = range1; P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz); tdot = (Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;
xll = xls/range1; yll = yls/range1; zll = zls/range1;
if tdot >= 1.00
    b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00
    b = pi;
else
    b = acos( tdot);
end
satang = pi/2.0 - b;
TT =satang;
TT(j,i) =TT;%угол видимости спутников
%расчет угла азимута спутников
xn =-cos(lon)*sin(lat); yn =-sin(lon)*sin(lat); zn = cos(lat); xe =-sin(lon); ye = cos(lon);
xaz = xe*xll + ye*yll; yaz = xn*xll + yn*yll + zn*zll; if (xaz == 0) or (yaz == 0) az(j)= 0;
else
az(j,i) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j,i) < 0
    az(j,i) = az(j,i) + pi*2;
end
AZ(j,i) =az(j,i) *180/pi;%угол азимута спутников в градусах
EL(j,i) = TT(j,i) *180/pi;%угол видимости спутников в градусах
% ПЕРЕСЧЕТ ВРЕМЕНИ
A(j)=mod(t(j),86400); her(j)=floor(A(j)/3600); m(j)=floor((A(j)-her(j)*3600)/60);
sek(j)=A(j)-her(j)*3600-m(j)*60;

```

```

%Построение полярной системы координат
if EL(j,i) < 0
    elp = 180;
else
    elp = (EL(j,i) - 90);
end;
azp = (AZ(j,i) + 90.0); rad = pi / 180; x0 = 0; y0 = 0; xt(j,i) = (elp * cos(azp * rad));
yt(j,i) = -(elp * sin(azp * rad)); % fprintf('i=%i j=%i \n', i, j);
end % i = ns
end; % if (alm(i).A05 > 0)
end % j = time
%ВНИМАНИЕ. Для вывода времени визуализации спутников на график установите kt
t_title=[d2 ' ' num2str(her(kt)) ':' num2str(m(kt)) ':' num2str(sek(kt))];
%X_label=['Широта' ':' num2str(lat) ':' 'долгота' ':' num2str(lon) ':' 'высота' ':' num2str(hr)];
%num2ctr(lat)
%num2str(her(kt))
%X_label=['66' ':']; n = 6; max_n = max(nom_ns); n_end = mod(max(nom_ns),n);
n_end = mod(kol, n); n2 = fix(kol / n) * n - n + 1;
%Формирование таблицы вывода времени UTC (Time), GPS (TGPS в секундах), номера спутника (nns),
% углов видимости и азимута от времени и номера спутника
for i=1:n:kol
    fprintf(' Time TGPS ');
    for k=1: n
        nns = nom_ns(i+k-1);
        fprintf(' %2i ', nns);
        end;
        fprintf(' \n');
        for j=1:L
            fprintf('%2i:%2i:%2i %i ',her(j),m(j),sek(j), t(j));
            for k=1: n
                nns = nom_ns(i+k-1); fprintf('%6.1f %6.1f ', EL(j,nns), AZ(j,nns));
                end;
            fprintf(' \n');
            end ; % J=1:L
            if (i) == (n2)
                n = n_end;
            end;
        end % i
    hold on
    %Окружности уровней на круговой диаграмме видимости спутников
    k1 = 10; k2 = 30; k3 = 50; k4 = 70; k5 = 85; k6=90; n=0;
    for k=1:5:365
        n=n+1; m1 = pi / 180; x(n)=cos(k*m1); y(n)=sin(k*m1); end;
        %График круговой диаграммы
        plot(k1*x(:),k1*y(:),'k:', k2*x(:),k2*y(:),'k:', k3*x(:),k3*y(:),'k:',k4*x(:),k4*y(:),'k:', k5*x(:),k5*y(:),'r',
        k6*x(:),k6*y(:),'r:');
        text(5, 10,'80','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        text(18, 23,'60','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        text(32, 37,'40','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        text(45, 50,'20','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        text(55, 60,'5','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        text(62, 67,'0','FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman');
        grid on;
        %Построение изображений видимых спутников на круговой диаграмме
        i=1;
        for k=1:kol
            i = nom_ns(k);
            if (i < 31)
                plot(xt(kt,i),yt(kt,i), 'Marker', 'o','MarkerSize',20,'MarkerFaceColor','g');
            end;
            if ((i > 31) & (i < 62))

```

```

plot(xt(kt,i),yt(kt,i), 'Marker', 'o','MarkerSize',20,'MarkerFaceColor','r');
end;
if (i > 61)
plot(xt(kt,i),yt(kt,i), 'Marker', 'o','MarkerSize',20,'MarkerFaceColor','y');
end;
title(t_title);
xlabel(X_label,'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman')
hold on
str1 = num2str(i, 2);
%{
if i<32
str1 = num2str(i, 2);
else
str1 = num2str((i), 2);
end
%}
text(xt(kt,i), yt(kt,i),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center');
axis([-100 100 -100 100]); %axis([-90 90 -90 90]);
end
clear

```

Результат выполнения программы изображен на рис. 6.35.

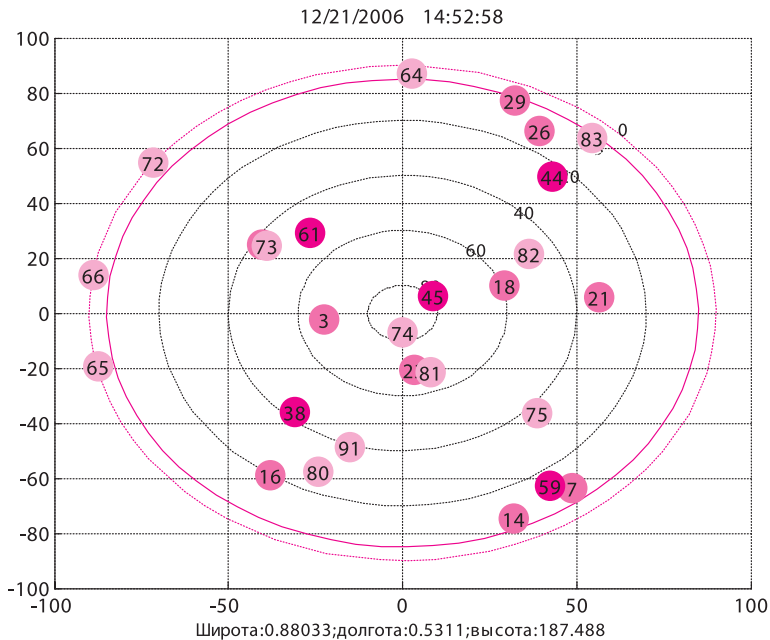


Рис. 6.35. Видимость спутников GPS, ГЛОНАСС, GALILEO

Для одновременного расчета орбит спутников трех систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO приведенный пакет программ может быть дополнен файлами *ORBITA_GGG.m* и *map.m*.

Листинг файла *ORBITA_GGG.m*

```

clear all
%Имя m-файла:ORBITA_GGG.m
%Программа рассчитывает орбиты спутников GPS, ГЛОНАСС, GALILEO
%Входные данные:
%файл альманаха в формате Yuta, имя файла альманаха присваивается
%переменной «Dat», например, Dat = 'имя файла альманаха';
%данные о начале отсчета «d2», d2='месяц/день/год'; h=час; min=минута; s=секунда;

```

```

%координаты позиции приемника -lat(широта в радианах),lon (долгота в радианах),
%hr (высота в метрах);
%шаг, с каким будут рассчитываться параметры (step,секунды);
%количество точек (L), в которых будут рассчитываться параметры орбит
%L=12*3600/step, L читается так: количество часов (например,12)
%число секунд в часе (3600), деленное на шаг (step)
%Выходные данные:
%Xk(j,i) - координата X спутника с номером i на момент времени j;
%Yk(j,i) - координата Y спутника с номером i на момент времени j;
%Zk(j,i) - координата Z спутника с номером i на момент времени j;
%Постоянные:
%скорость вращения Земли
%OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
OMEGAeDOT=0;%%%%%%%%%для орбитальных плоскостей
%радиусы земного эллипсоида
A_WGS84=6378137.0; B_WGS84=6356752.314;
%константы
mu=3986005000000000; F_CONST = 4.442807633E-10;
%Задание цветов для графики
j_color = 0;
color6(1:11) = ['B' 'B' 'B' 'B' 'B' 'B' 'o' '+' '+' '+' '+']; %%%%%%%%%%
%Входные данные
Dat = 'AlmGGG.yut'; %альманах спутников GPS, ГЛОНАСС, GALLILEO
N=6378136; % радиус Земли (используется как нормирующий коэффициент
tar(N); %функция выводит на графики Землю
d2='12/21/2006'; %%%%%%%%%%
h=14; min=52.0; s=58.0; %%%%%%%%%%
%координаты точки, из которой наблюдаются спутники
lat = 0.88032730015257; %50 градусов 26 минут 20.54 секунд
%%%%%%%%%
lon = 0.53109641675259; %30 градусов 25 минут 46.4995 секунд
%%%%%%%%%
hr=187.488; % метров %%%%%%%%%%
step=600; %шаг отсчета времени в секундах (300=5 минутам); шаг можно изменять
%step=0;
L=(12*3600) / step; % убрать перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%%%%%%%%%
%L=1; % установить % перед L для вывода таблицы углов видимости и азимута
%Чтение альманаха
[alm,max kol] = Yuma_GPS_GLONAS_Alm(Dat); %%%%%%%%%%
nom = 1; i = 0; k = 0; i = 0;
while (i < 91)
    id = alm(nom).ID; Health = alm(nom).Health;
    if (id > 0)
        Health = alm(nom).Health;
        if (Health == 0)
            k = k + 1; nom_ns(k) = id; nom = nom + 1;
        else
            nom = nom + 1;
        end;
    else
        nom = nom + 1;
    end;
    i = i + 1;
end; % i
kol = k; nom_ns; % - номер навигационного спутника
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLH(lon, lat,hr); %%%%%%%%%%
[week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
for j = 1:L
    % for j = 1:L % 0:L
        t(j)=weeks+step*(j); %-step;%%%%%%%%%

```

```

%t1(j) = t(j)/60; %изменение дискретности текущего времени
%d_wn = (week - alm(i).Week); %d_wn = 0;
kol=1; %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
nom_ns(1:kol)=[1 3 4 5 9 10 38 58 62 72 82]; %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for k = 1 : kol
    i = nom_ns(k); % input «i» !!!
    d_wn=(modeweek - alm(i).Week); %если в альманахе не учтено 1024
    tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA; d_wn = abs(modeweek - alm(i).Week);
    dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
    if ((alm(i).A05 > 0) & (alm(i).Health == 0))
        while (abs(tk) > dd)
            if tk > dd
                tk = tk - 604800;
            else
                if tk < -dd
                    tk = tk + 604800;
                end
            end % if
        end % while
        %Справочник по альманаху- цифра в скобках обозначает порядковый номер
        %параметра альманаха в формате YUMA
        %alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);
        %alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);
        %alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13);
        n0=sqrt((mu) / (alm(i).A05^6));
        j2 = 1082.68E-6; re = (A_WGS84 + B_WGS84) / 2.; sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0);
        dn = 1.5 * j2 * re * re / (alm(i).A05^4) * (1. - 1.5 * sin55 * sin55);
        %dn = 0; n=n0 * (1 + dn); Mk = alm(i).M0 + n*tk; e=alm(i).e;
        %решение уравнения Кеплера
        eps = 1.0E-15; y = e * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
        for k = 0 : 15 % количество итераций
            x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - e * sin(x));
            if (abs(y - y1) < eps)
                break
            end
            x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
        end % kepler
        Ek = x;
        deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek);
        dt1 = alm(i).Af0 + alm(i).Af1 * tk + deltr; tk = tk - dt1; vd = 1. - alm(i).e * cos(Ek);
        nuk = atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek) / vd, (cos(Ek)-alm(i).e) / vd);
        Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk))); Fk = nuk + alm(i).omega;
        uk = Fk; ik = alm(i).deltai; rk = (alm(i).A05^2)*(1.0-alm(i).e*cos(Ek));
        xkk = rk*cos(uk); ykk = rk*sin(uk);
        OMEGAk = alm(i).omega0+(alm(i).OMEGADOT-OMEGAEaDOT)*tk-OMEGAEaDOT*alm(i).TOA;
        Xk(j,i) = xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
        Yk(j,i) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk); Zk(j,i) = ykk*sin(ik);
        %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
        % {
        % Дальности до спутников
        PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 + (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2);
        % Перевод в географическую систему, если требуется
        % [lons,lats,hrs] = LLHECEF(Xk, Yk, Zk); % (Llon(j), Llat(j), Hhr(j)) = [lons,lats,hrs];
        % расчет угла видимости спутника
        xls = Xk(j,i) - Rx; yls = Yk(j,i) - Ry; zls = Zk(j,i) - Rz; range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
        if j>1
            doppler(j-1) = (range1 - range2) * 5.2514 / step;
        end
        range2 = range1; P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz); tdot = (Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;
        xll = xls/range1; yll = yls/range1; zll = zls/range1;
        if tdot >= 1.00
    
```

```

    b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00
    b = pi;
else
    b = acos( tdot);
end
satang = pi/2.0 - b;
TT = satang;
TT(j,i) = TT;%угол видимости спутников
%расчет угла азимута спутников
xn = -cos(lon)*sin(lat); yn = -sin(lon)*sin(lat); zn = cos(lat); xe = -sin(lon); ye = cos(lon);
xaz = xe*xll + ye*yll; yaz = xn*xll + yn*yll + zn*zll;
if (xaz == 0) or (yaz == 0)
    az(j) = 0;
else
az(j,i) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j,i) < 0
    az(j,i) = az(j,i) + pi*2;
end
AZ(j,i) = az(j,i) *180/pi;%угла азимута спутников в градусах
EL(j,i) = TT(j,i) *180/pi;%угла видимости спутников в градусах
% ПЕРЕСЧЕТ ВРЕМЕНИ
A(j)=mod(t(j),86400); her(j)=floor(A(j)/3600); m(j)=floor((A(j)-her(j)*3600)/60);
sek(j)=A(j)-her(j)*3600-m(j)*60;
%Построение полярной системы координат
if EL(j,i) < 0
    elp = 180;
else
    elp = (EL(j,i) - 90);
end;
azp = (AZ(j,i) + 90.0);
rad = pi / 180; x0 = 0; y0 = 0; xt(j,i) = (elp * cos(azp * rad)); yt(j,i) = -(elp * sin(azp * rad));
%}
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
end % i = ns
end; % if (alm(i).A05 > 0)
end % j = time
for (i=1:kol)
j_color = j_color + 1;
if (j_color > 11)
    j_color = 1;
end
S = color6(j_color); prn = nom_ns(i);
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
hold on
h_F1 = gca; plot3(Xk(:,prn),Yk(:,prn),Zk(:,prn),S,'LineWidth',0.5);
axis([ -2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7) -2.552*10^(7) 2.552*10^(7)]);
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman');
set(h_F1,'Position',[0.1 0.1 0.85 0.9]);
xlabel('Координата X')
ylabel('Координата Y'), zlabel('Координата Z'),grid on
str1 = num2str( prn);
text(Xk(j,prn), Yk(j,prn),Zk(j,prn),str1,'FontSize',14,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment',
'center');
hold on
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
end
clear

```

Результат выполнения программы изображен на рис. 6.36.

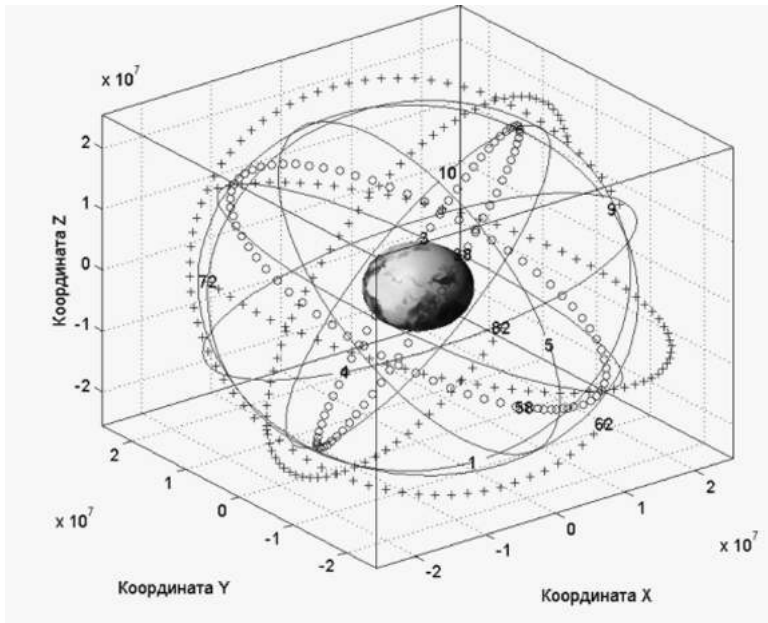


Рис. 6.36. Орбиты спутников *GPS*, *ГЛОНАСС*, *GALILEO*

(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 509)

На рис. 6.36 сплошными линиями показаны 6 орбит спутников *GPS*, маркером «o» - две орбиты *ГЛОНАСС*, маркером «+» - три орбиты *GALILEO*; цифрами обозначены номера спутников соответствующих систем.

6.6 Декодирование и расшифровка данных спутников *ГЛОНАСС*

В данном подразделе приводится программа декодирования данных спутников *ГЛОНАСС*. Данные, которые декодируются, получены экспериментально с реального навигационного приемника после корреляционной обработки в виде последовательности символов «0» и «1». Поскольку объем данных относительно большой - около 60000 символов, то приводятся два вспомогательных *m*-файла. Эти вспомогательные программы позволяют сформировать данные на бумажном носителе в виде последовательности шестнадцатеричных чисел, из которых можно восстановить *m*-файл для декодирования. Экспериментальные данные, рассматриваемые далее, представляют собой символы длительностью 10 миллисекунд и являются составляющими информационных символов, сложенных по модулю 2 с меандром, имеющим частоту 100 Гц.

Файл преобразования экспериментальных данных в шестнадцатеричные символы *Hex_GLONASS.m*

```
%Имя m-файла: Hex_GLONASS.m
%Файл Hex_GLONASS.m предназначен для преобразования экспериментальных данных, записанных
%в файл с именем raw_bits_SV18J.dat в файл SV1.dat, записанный в шестнадцатеричных символах
name_in = 'raw_bits_SV18J.dat'; % имя экспериментального файла
fw = fopen('SV1.dat','wt'); % имя файла в шестнадцатеричных символах
M=dlmread(name_in); % чтение экспериментального файла в матрицу M
% чтение двоичных символов в 1875 строк по 16 символов в строке
for i=1:1875
str_danD(i,:)=sprintf('%d',M(i+15*(i-1):(15+i+15*(i-1))));
end
bin_dec=bin2dec(str_danD); % преобразование строк символов в десятичные числа
dec_hex=dec2base(bin_dec,16); % преобразование десятичных чисел в шестнадцатеричные
fprintf(fw,'%c',dec_hex); % запись файла в шестнадцатеричном представлении
fclose(fw); % закрытие записанного файла
```


формирования и декодирования в навигационном приемнике информационного навигационного сигнала. Этот процесс может быть представлен в виде следующей блок-схемы (рис. 6.37).



Рис. 6.37. Формирование и декодирование радионавигационного сигнала

Информация, передаваемая с каждого навигационного спутника, представляет собой непрерывный поток информационных символов. Начало отсчетов передачи данных - ноль часов Московского времени (начало передачи первого суперкадра - каждые сутки).

Структурно поток цифровой информации (ЦИ) формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров (рис.6.38).

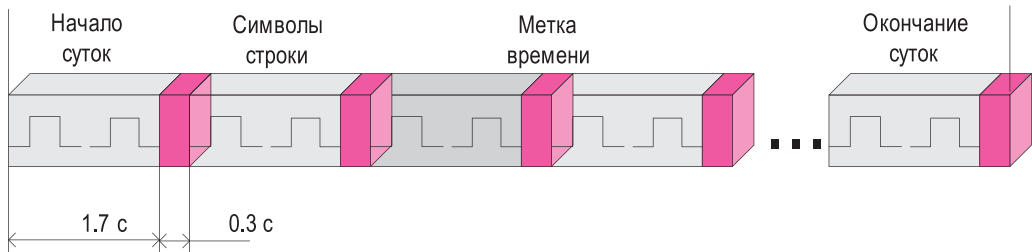


Рис.6.38. Изображение потока данных навигационного спутника

В приведенной далее программе декодирования навигационных данных спутников ГЛОНАСС выполняются процедуры п.п.12...17 (см. рис. 6.37) по данным п.11 в соответствии с ИКД ГЛОНАСС.

Программа декодирования данных спутников ГЛОНАСС *Decod_GL3.m*.

```
%Имя m-файла:Decod_GL3.m
%Программа декодирования данных спутников ГЛОНАСС
%Символы метки времени
Met=[1 1 1 1 1 0 0 0 1 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 1 0];
%Открытие файла для считывания данных
%fid = fopen('raw_bits_SV18J.dat','rb')
%fid = fopen('SV18fw_bin.txt','rb')
fid = fopen('FilGL1_bin.txt','rb')
if fid==-1
kol = 0;%Порядковый номер считываемых данных
while (kol < 24)
%Поиск и обнаружение меток времени в массиве данных
for i = 1:30
MAS(i) = fscanf(fid,'%d',1);
end
C = xor(MAS, Met); D = any(C); kk = 0;
while ((feof(fid))==0) & (D == 1)
MAS(1:29) = MAS(2:30); ch = fscanf(fid,'%d',1); MAS(30) = ch; C = xor(MAS, Met);
D = any(C); %0 - all 0
kk = kk + 1;
end % while
%Считывание данных строк
kol = kol + 1
for i = 1:170
danDDD(i) = (fscanf(fid,'%d',1));
end;
str_danDDD=sprintf('%d',danDDD(1:170));
%Сложение данных по модулю 2 с меандром
for i = 1:170
meandr = rem((i-1), 2); %остаток от деления на 2 ((i-1)/2)
danDD(i) = xor(danDDD(i), meandr);
end; %for i = 1:170
% DD = danDD
%Выделение информационных символов
dd1 = danDD(1:2:169); dd2 = danDD(2:2:170); ddxor = xor(dd1, dd2); Dany = any(ddxor);
str1(1) = dd1(1);
%Перевод данных из относительного кода
for i = 2:85
str1(i) = xor(dd1(i-1), dd1(i));
end;
%Контроля четности (правильности) принятых данных
Skod(1,1:85)=[0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 0 1 1 0 1 0 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 1 ...
0 1 0 1 0 1 0 1 1 0 1 0 1 0 1 0 1 0 1 0 1 0 1 ...
```

```

0101010101010101011010101...
010101010101010;
Skod(2,1:85)=[00000000101101100110110011...
001100110110011001100110011...
001100110011001100110110011...
0011001100110;
Skod(3,1:85)=[0000000011100011110001111...
00001111000111100001111...
00001111000011110001111...
0000111100001];
Skod(4,1:85)=[0000000000001111111000000...
11111111000000011111111...
00000000111111110000000...
1111111100000];
Skod(5,1:85)=[0000000000000000001111111...
11111111000000000000000...
111111111111111110000000...
0000000011110];
Skod(6,1:85)=[000000000000000000000000...
00000000111111111111111...
111111111111111110000000...
0000000000000];
Skod(7,1:85)=[000000000000000000000000...
00000000000000000000000...
000000000000000001111111...
11111111111111];
Skod(8,1:85)=[111111111111111111111111...
11111111111111111111111...
11111111111111111111111...
11111111111111];
E = rot90(eye(85));
for k=1:8
    Vi1 = Skod(k,1:85)*E; STR1Vi = and(str1,Vi1); a1 = sum(STR1Vi); n = floor(a1/2); c1 = a1-n*2;
    if (k < 8)
        cc_all(kol,k)=xor(c1,str1(86 - k));
    else
        cc_all(kol,k)=c1;
    end;
end;
%Декодирование номеров строк
num4 = str1(2:5); NN1 = sprintf('%d',num4); num(kol)=bin2dec(NN1);
%Вывод данных строк
str_danDDD1=sprintf('%d',num(kol),danDDD(1:85));
str_danDDD2=sprintf('%d',num(kol),danDDD(86:170));
s_danDDD=[str_danDDD1;str_danDDD2];
%Вывод номера считываемых данных (kol), номера строки
%[num(kol)] и коэффициентов четности cc_all(kol,1:8)=
%С8 С7 С6 С5 С4 С3 С2 С1
out1 = [kol num(kol) cc_all(kol,8:-1:1)]
%Вывод считываемых данных строки
SS1=sprintf('%d',str1);
%Декодирование данных строк согласно их номеров
% в кадре [например, num(kol) == 1- строка номер 1]
if num(kol) == 1
    zx=1; zxdot=1; zx2dot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); R1= sprintf('%d',str1(6:7));
    P1=sprintf('%d',str1(8:9)); tk5=sprintf('%d',str1(10:14)); tk6=sprintf('%d',str1(15:20));
    tk1=sprintf('%d',str1(21));
    if sprintf('%d',str1(22))=='1' zxdot = -1;

```

```

end;
Xdot=sprintf('%d',str1(23:45)); if sprintf('%d',str1(46))=='1'
    zx2dot = -1;
end;
X2dot=sprintf('%d',str1(47:50)); if sprintf('%d',str1(51))=='1'
    zx = -1;
end;
X=sprintf('%d',str1(52:77)); St1=bin2dec({Nstr tk5 tk6 tk1 X Xdot X2dot});
Mng=[1 1 1 30 zx*2^(-11) zxdot*2^(-20) zx2dot*2^(-30)];
Str1=(St1.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 2
    zy=1; zydot=1; zy2dot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); Bn= sprintf('%d',str1(6:8));
    P2=sprintf('%d',str1(9)); tb=sprintf('%d',str1(10:16)); R2=sprintf('%d',str1(17:21));
    if sprintf('%d',str1(22))=='1'
        zydote = -1;
    end;
    Ydot=sprintf('%d',str1(23:45));
    if sprintf('%d',str1(46))=='1'
        zy2dot = -1;
    end;
    Y2dot=sprintf('%d',str1(47:50));
    if sprintf('%d',str1(51))=='1'
        zy = -1;
    end;
    Y=sprintf('%d',str1(52:77)); St2=bin2dec({Nstr Bn P2 tb Y Ydot Y2dot});
    Mng=[1 1 1 15*60 zy*2^(-11) zydot*2^(-20) zy2dot*2^(-30)];
    Str2=(St2.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 3
    zz=1; zzdote=1; zz2dot=1; zgamma=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); P3= sprintf('%d',str1(6));
    if sprintf('%d',str1(7))=='1'
        zgamma = -1;
    end;
    Gamma=sprintf('%d',str1(8:17)); R3=sprintf('%d',str1(18:19)); P=sprintf('%d',str1(20));
    ln=sprintf('%d',str1(21));
    if sprintf('%d',str1(22))=='1'
        zzdote = -1;
    end;
    Zdot=sprintf('%d',str1(23:45));
    if sprintf('%d',str1(46))=='1'
        zz2dot = -1;
    end;
    Z2dot=sprintf('%d',str1(47:50));
    if sprintf('%d',str1(51))=='1'
        zz = -1;
    end;
    Z=sprintf('%d',str1(52:77)); St3=bin2dec({Nstr P3 ln Gamma Z Zdot Z2dot});
    Mng=[1 1 1 zgamma*2^(-40) zz*2^(-11) zzdote*2^(-20) zz2dot*2^(-30)];
    Str3=(St3.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 4
    ztaun=1; zdeltaun=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))=='1'
        ztaun = -1;
    end;
    taun= sprintf('%d',str1(7:27));
    if sprintf('%d',str1(28))=='1'
        zdeltaun = -1;
    end;
end;

```

```

deltatau=sprintf('%d',str1(29:32)); En=sprintf('%d',str1(33:37)); R4=sprintf('%d',str1(38:51));
P4=sprintf('%d',str1(52)); FT=sprintf('%d',str1(53:56)); R4i4=sprintf('%d',str1(57:59));
NT=sprintf('%d',str1(60:70)); nSV=sprintf('%d',str1(71:75)); modifSV=sprintf('%d',str1(76:77));
St4=bin2dec({Nstr taun deltau En FT NT nSV modifSV});
Mng=[1 ztaun*2^(-30) zdeltaun*2^(-30) 1 1 1 1];
Str4=(St4.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 5
ztauc=1; ztauGPS=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); NA= sprintf('%d',str1(6:16));
if sprintf('%d',str1(17))=='1'
ztauc = -1;
end;
tauc=sprintf('%d',str1(18:48)); R5=sprintf('%d',str1(49)); N4=sprintf('%d',str1(50:54));
if sprintf('%d',str1(55))=='1'
ztauGPS = -1;
end;
tauGPS=sprintf('%d',str1(56:76)); ln=sprintf('%d',str1(77));
St5=bin2dec({Nstr NA tauc N4 tauGPS ln Nstr Nstr});
Mng=[1 1 ztauc*2^(-27) 1 ztauGPS*2^(-30) 1 0 0];
Str5=(St5.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 6
ztaun=1; zlambda=1;zdeltai=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); CNA= sprintf('%d',str1(6));
Mn=sprintf('%d',str1(7:8)); nSV=sprintf('%d',str1(9:13));
if sprintf('%d',str1(14))=='1'
ztaun = -1;
end;
taun=sprintf('%d',str1(15:23));
if sprintf('%d',str1(24))=='1'
zlambda = -1;
end;
lambda=sprintf('%d',str1(25:44));
if sprintf('%d',str1(45))=='1'
zdeltai= -1;
end;
deltai=sprintf('%d',str1(46:62)); ecs=sprintf('%d',str1(63:77));
St6=bin2dec({Nstr Mn nSV taun lambda deltai ecs});
Mng=[1 1 1 ztaun*2^(-18) zlambda*2^(-20) zdeltai*2^(-20) 2^(-20)];
Str6=(St6.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 7
zomegan=1;zdeltaT=1; zdeltaTdot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
if sprintf('%d',str1(6))=='1'
zomegan = -1;
end;
omegan= sprintf('%d',str1(7:21)); tlamba=sprintf('%d',str1(22:44));
if sprintf('%d',str1(43))=='1'
zdeltaT = -1;
end;
deltaT=sprintf('%d',str1(44:64));
if sprintf('%d',str1(65))=='1'
zdeltaTdot= -1;
end;
deltaTdot=sprintf('%d',str1(66:71)); Hn=sprintf('%d',str1(72:76)); ln=sprintf('%d',str1(77));
St7=bin2dec({Nstr omegan tlamba deltaT deltaTdot Hn ln});
Mng=[1 zomegan*2^(-15) 2^(-5) zdeltaT*2^(-9) zdeltaTdot*2^(-14) 1 1];
Str7=(St7.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 8
ztaun=1; zlambda=1;zdeltai=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); CNA= sprintf('%d',str1(6));

```

```

Mn=sprintf('%d',str1(7:8)); nSV=sprintf('%d',str1(9:13));
if sprintf('%d',str1(14))== '1'
    ztaun = -1;
end;
taun=sprintf('%d',str1(15:23));
if sprintf('%d',str1(24))== '1'
    zlambda = -1;
end;
lambda=sprintf('%d',str1(25:44));
if sprintf('%d',str1(45))== '1'
    zdeltai= -1;
end;
deltai=sprintf('%d',str1(46:62)); ecs=sprintf('%d',str1(63:77));
St8=bin2dec({Nstr Mn nSV taun lambda deltai ecs});
Mng=[1 1 1 ztaun*2^(-18) zlambda*2^(-20) zdeltai*2^(-20) 2^(-20)];
Str8=(St8.*Mng) %вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 9
    zomegan=1; zdeltaT=1; zdeltaTdot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))== '1'
        zomegan = -1;
    end;
    omegan= sprintf('%d',str1(7:21)); tlambda=sprintf('%d',str1(22:44));
    if sprintf('%d',str1(43))== '1'
        zdeltaT = -1;
    end;
    deltaT=sprintf('%d',str1(44:64));
    if sprintf('%d',str1(65))== '1'
        zdeltaTdot= -1;
    end;
    deltaTdot=sprintf('%d',str1(66:71)); Hn=sprintf('%d',str1(72:76));
    ln=sprintf('%d',str1(77)); St9=bin2dec({Nstr omegan tlambda deltaT deltaTdot Hn ln});
    Mng=[1 zomegan*2^(-15) 2^(-5) zdeltaT*2^(-9) zdeltaTdot*2^(-14) 1 1];
    Str9=(St9.*Mng) %вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 10
    ztaun=1; zlambda=1; zdeltai=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); CNA= sprintf('%d',str1(6));
    Mn=sprintf('%d',str1(7:8)); nSV=sprintf('%d',str1(9:13));
    if sprintf('%d',str1(14))== '1'
        ztaun = -1;
    end;
    taun=sprintf('%d',str1(15:23));
    if sprintf('%d',str1(24))== '1'
        zlambda = -1;
    end;
    lambda=sprintf('%d',str1(25:44));
    if sprintf('%d',str1(45))== '1'
        zdeltai= -1;
    end;
    deltai=sprintf('%d',str1(46:62)); ecs=sprintf('%d',str1(63:77));
    St10=bin2dec({Nstr Mn nSV taun lambda deltai ecs});
    Mng=[1 1 1 ztaun*2^(-18) zlambda*2^(-20) zdeltai*2^(-20) 2^(-20)];
    Str10=(St10.*Mng) %вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 11
    zomegan=1; zdeltaT=1; zdeltaTdot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))== '1'
        zomegan = -1;
    end;
    omegan= sprintf('%d',str1(7:21)); tlambda=sprintf('%d',str1(22:44));

```

```

if sprintf('%d',str1(43))== '1'
    zdeltaT = -1;
end;
deltaT=sprintf('%d',str1(44:64));
if sprintf('%d',str1(65))== '1'
    zdeltaTdot = -1;
end;
deltaTdot=sprintf('%d',str1(66:71)); Hn=sprintf('%d',str1(72:76));
ln=sprintf('%d',str1(77)); St11=bin2dec({Nstr omegan tlambda deltaT deltaTdot Hn ln});
Mng=[1 zomegan *2^(-15) 2^(-5) zdeltaT*2^(-9) zdeltaTdot*2^(-14) 1 1];
Str11=(St11.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 12
    ztaun=1; zlambda=1; zdeltaT=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); CNA= sprintf('%d',str1(6));
    Mn=sprintf('%d',str1(7:8)); nSV=sprintf('%d',str1(9:13));
    if sprintf('%d',str1(14))== '1'
        ztaun = -1;
    end;
    taun=sprintf('%d',str1(15:23));
    if sprintf('%d',str1(24))== '1'
        zlambda = -1;
    end;
    lambda=sprintf('%d',str1(25:44));
    if sprintf('%d',str1(45))== '1'
        zdeltaT= -1;
    end;
    deltaT=sprintf('%d',str1(46:62)); ecs=sprintf('%d',str1(63:77));
    St12=bin2dec({Nstr Mn nSV taun lambda deltaT ecs});
    Mng=[1 1 1 ztaun*2^(-18) zlambda*2^(-20) zdeltaT*2^(-20) 2^(-20)];
    Str12=(St12.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 13
    zomegan=1; zdeltaT=1; zdeltaTdot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))== '1'
        zomegan = -1;
    end;
    omegan= sprintf('%d',str1(7:21)); tlambda=sprintf('%d',str1(22:44));
    if sprintf('%d',str1(43))== '1'
        zdeltaT = -1;
    end;
    deltaT=sprintf('%d',str1(44:64));
    if sprintf('%d',str1(65))== '1'
        zdeltaTdot = -1;
    end;
    deltaTdot=sprintf('%d',str1(66:71)); Hn=sprintf('%d',str1(72:76)); ln=sprintf('%d',str1(77));
    St13=bin2dec({Nstr omegan tlambda deltaT deltaTdot Hn ln});
    Mng=[1 zomegan *2^(-15) 2^(-5) zdeltaT*2^(-9) zdeltaTdot*2^(-14) 1 1];
    Str13=(St13.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 14
    ztaun=1; zlambda=1; zdeltaT=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5)); CNA= sprintf('%d',str1(6));
    Mn=sprintf('%d',str1(7:8)); nSV=sprintf('%d',str1(9:13));
    if sprintf('%d',str1(14))== '1'
        ztaun = -1;
    end;
    taun=sprintf('%d',str1(15:23));
    if sprintf('%d',str1(24))== '1'
        zlambda = -1;
    end;
    lambda=sprintf('%d',str1(25:44));

```



```

if sprintf('%d',str1(45))=='1'
    zdeltaI = -1;
end;
deltaI=sprintf('%d',str1(46:62)); ecs=sprintf('%d',str1(63:77));
St14=bin2dec({Nstr Mn nSV taun lambda deltaI ecs});
Mng=[1 1 1 ztaun*2^(-18) zlambda*2^(-20) zdeltaI*2^(-20) 2^(-20)];
Str14=(St14.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
%Строка 14 для 5 кадра
if num(kol) == 14
    zB1=1; zB2=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))=='1'
        zB1 = -1;
    end;
    B1=sprintf('%d',str1(7:16));
    if sprintf('%d',str1(17))=='1'
        zB2 = -1;
    end;
    B2=sprintf('%d',str1(18:26)); Kp=sprintf('%d',str1(27:28));
    St14_5=bin2dec({Nstr B1 B2 Kp}); Mng=[1 zB1*2^(-10) zB2*2^(-16) 1];
    Str14_5=(St14_5.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
if num(kol) == 15
    zomegan=1;zdeltaT=1; zdeltaTdot=1; Nstr=sprintf('%d',str1(2:5));
    if sprintf('%d',str1(6))=='1'
        zomegan = -1;
    end;
    omegan= sprintf('%d',str1(7:21)); tlambd=sprintf('%d',str1(22:44));
    if sprintf('%d',str1(43))=='1'
        zdeltaT = -1;
    end;
    deltaT=sprintf('%d',str1(44:64));
    if sprintf('%d',str1(65))=='1'
        zdeltaTdot = -1;
    end;
    deltaTdot=sprintf('%d',str1(66:71)); Hn=sprintf('%d',str1(72:76)); ln=sprintf('%d',str1(77));
    St15=bin2dec({Nstr omegan tlambd deltaT deltaTdot Hn ln});
    Mng=[1 zomegan*2^(-15) 2^(-5) zdeltaT*2^(-9) zdeltaTdot*2^(-14) 1 1];
    Str15=(St15.*Mng)%вывод декодированных данных
end;
str1;
end; %while (feof(fid)==0) | % while (kol < 14)
end % if fid~-=-1
fclose(fid);
%Технологические данные
Qout=[num' cc_all] %Номер строки и проверка на четность
%Qoutnum1=Qout(1,2:9); %SSI=sprintf('%d',str1);
%Qout123=[Str1 Str2 Str3]
%Qout45=[Str4 Str5]
%Qout6789=[Str6 Str7 Str8 Str9]
%Qout10_11_12=[Str10 Str11 Str12]
%Qout13_14_15=[Str13 Str14 Str15]
clear;

```

В результате выполнения программы в командном окне *Command Window MatLab* отображаются декодированные данные по каждой из строк в последовательности и соответствии ИКД ГЛОНАСС. Так, например, структура строки 1 согласно ИКД ГЛОНАСС имеет следующий вид.

1	2...5	6...7	8...9	10...21	22...45
85	84...81	80...79	78...77	76...65	64...41
0	m		PI	t_k	$\dot{X}_n(t_b)$
	Номер строки в навигационном кадре	Резерв	Признак смены оперативной информации	Время начала кадра внутри текущих суток, исчисляемое в шкале бортового времени. Начало суток по бортовому времени спутника совпадает с началом очередного суперкадра	Составляющие вектора скорости n -го спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b .
	46...50		51...77	1...8	1...30
	40...36		35...9	8...1	1...30
	$\ddot{X}_n(t_b)$		$X_n(t_b)$	Код Хемминга	Метка времени
	Составляющие ускорения n -го спутника на момент времени t_b		Координаты n -го спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b		

Рис.6.39. Структура строки 1 для 1...4 кадров суперкадра

Декодированная информация из командного окна *MatLab* приведена на рис. 6.40.

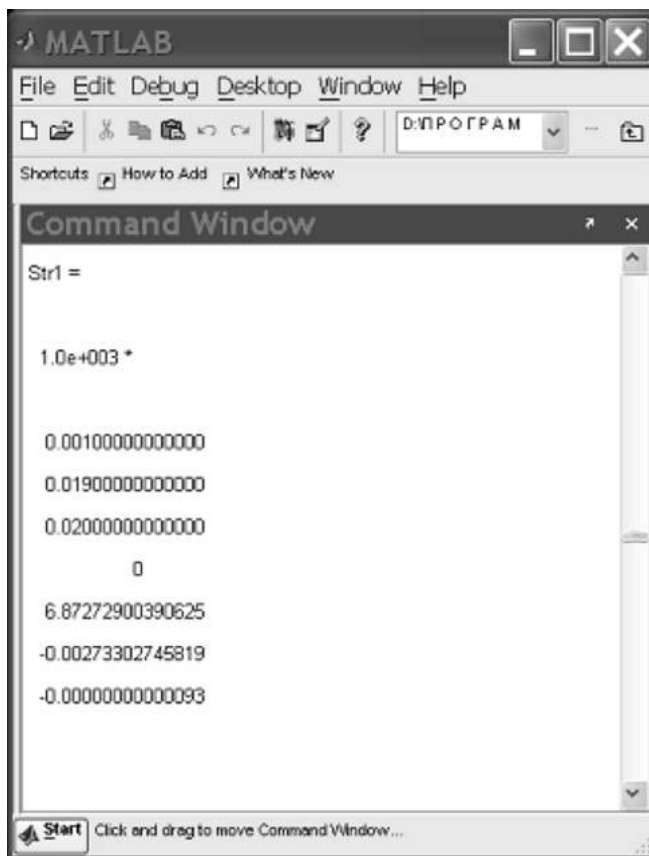


Рис. 6.40. Декодированные данные спутника ГЛОНАСС

Данные, изображенные на рис. 6.40, соответствуют формату рис. 6.39, но записаны в столбец.

6.7 Решение навигационной задачи

В данном подразделе приводится *m*-файл *positionV0.m*, решающий навигационную задачу. Комментарий к программным процедурам дается в тексте программы.

```
%Имя m-файла:positionV0.m
%Входные данные:
%Координаты спутников GPS; задаются в виде коэффициентов матрицы A(i,j);i=1,...,11- условный
%номер %спутника; j= 1,...,3- координата x, y, z соответственно; размерность метр.
%Координаты спутников ГЛОНАСС; задаются в виде коэффициентов матрицы A(i,j);i=12,...,15
% - условный номер спутника; j= 1,...,3- координата x, y, z соответственно; размерность метр.
%Измеренные псевдодальности до спутников GPS; задаются в виде вектора P(i),i=1,...,11,
%размерность метр.
%Измеренные псевдодальности до спутников ГЛОНАСС; задаются в виде вектора P(i),i=12,...,15,
% записанного в виде произведения скорости света, умноженной на время распространения сигнала
% от спутника до фазового центра антенны приемника, размерность метр.
%N- количество спутников участвующих в расчетах
%Выходные данные:
%Позиция приемника COOR(1:3): COOR(1), COOR(2), COOR(3)- координаты x, y, z соответственно.
%delta- разность между рассчитанной и измеренной позициями приемника
%PDOP - пространственный геометрический фактор
% Координаты позиции приемника
Rx=3504451.023; Ry=2061316.876; Rz=4897990.975;
c=299792458; % скорость света, м/сек
%Координаты спутников GPS
A(1,1)=7439695.07931521; A(1,2)=18359432.4518111; A(1,3)= -18242050.2245942;
A(2,1)=13202399.4654164; A(2,2)=12654731.9283261; A(2,3)=-19136436.3144384;
A(3,1)=-3504533.72350397; A(3,2)=-22776742.1951248; A(3,3)=13405348.1750206;
%5
A(4,1)=-16282945.450944; A(4,2)=-1270691.73493271; A(4,3)=21052945.4792735;
A(5,1)=6910739.42467448; A(5,2)=-15581694.9377712; A(5,3)=-20210215.8550669;
A(6,1)=-19914539.0913112; A(6,2)=-11309423.4985691; A(6,3)=13445462.9750841;
A(7,1)=23697731.7992212; A(7,2)=-7760416.42074437; A(7,3)=-9233928.25341097;
A(8,1)=-9966566.45967017; A(8,2)=14363132.6112417; A(8,3)=19937635.2625642;
A(9,1)=-16928888.1195712; A(9,2)= 1667886.70427429; A(9,3)=-20937559.8370906;
A(10,1)=12332560.1018299; A(10,2)=-23677009.6410659; A(10,3)=-712026.572990682;
A(11,1)=-16509966.8126889; A(11,2)=-10852956.1028937; A(11,3)=-18034660.0011514;
%Координаты спутников ГЛОНАСС
A(15,1)=12279069.90; A(15,2)=10026127.03; A(15,3)=19974462.48;
A(14,1)=24375988.15; A(14,2)=4063057.68; A(14,3)=6272838.71;
A(13,1)=-12411749.31; A(13,2)=397576.93; A(13,3)=22271317.88;
A(12,1)=-681900.76; A(12,2)=-16134355.65; A(12,3)=19720999.24;
%Начало отсчета для решения задачи расчета координат позиции приемника (центр Земли)
X=0;Y=0;Z=0;T1=0.0;T2=0;
% Задание ТОЧНОСТИ вычислений
eps1=10; dX=eps1*10; dY=eps1*10;dZ=eps1*10;dT1=eps1*10;dT2=eps1*10;
apred=[X Y Z T1 T2]; da=[eps1*10 eps1*10 eps1*10 eps1*10 eps1*10];%abs(apred)
while da > [eps1 eps1 eps1 eps1 eps1]
a=[X Y Z T1 T2]; R=[a;a;a;a;a;a;a;a;a;a;a]; W=0.0;
% коэффициент при искусственном введении ошибки в псевдодальности; может выбираться
%произвольно
%Измеренные псевдодальности до спутников GPS
P(1)=2.857579786854914e+007+W*c; P(2)=2.79986489244377e+007+W*c;
P(3)=2.71740716883972e+007+W*c; P(4)=2.57609373982301e+007+W*c;
P(5)=3.08755682823437e+007+W*c; P(6)=2.82893102378011e+007+W*c;
P(7)=2.65319839917412e+007+W*c; P(8)=2.36430514675815e+007+W*c;
P(9)=3.29416426666836e+007+W*c; P(10)=2.77825351380247e+007+W*c;
P(11)=3.30645104102405e+007+W*c;
%Измеренные псевдодальности до спутников ГЛОНАСС
P(15)=c*0.0635691153+W*c; P(14)=c*0.0696933803+W*c; P(13)=c*0.0783930561+W*c;
P(12)=c*0.0791243185+W*c; j=1:3; n=15; %i=1:15;
```

```

for (i = 1: n)
%Расчетные псевдодальности
PR(i)=sqrt((A(i,1)-R(1,1))^2+(A(i,2)-R(1,2))^2...
+(A(i,3)-R(1,3))^2);
%Формирование матрицы для решения навигационной задачи
for (j = 1: 3)
D(i,j) = (A(i,j) - R(i)) / PR(i);
end;
D(1:11,4)=1; D(12:15,4)=0; D(1:11,5)=0; D(12:15,5)=1; DD=[D];
%Расчет приращений
L(i)=PR(i)-P(i);
end; % for (i = 1: n)
%Выбор спутников
%DЛЯ ДАННОЙ ЗАДАЧИ НЕ МЕНЕЕ 5 ОБЯЗАТЕЛЬНО ИЗ 1-11 И 12-15
N=15;%ЧИСЛО СПУТНИКОВ
W1=eye(N);% единичная матрица (может выступать как матрица весовых коэффициентов)
VSv=[1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15];% спутники, участвующие в решении навигационной задачи
%(размерность вектора VSv равна N)
G=DD(VSv,:); DL=L(VSv); Dr=inv(G*W1*G)*G*W1*DL';
%Конечный этап решения навигационной задачи
a1=a+(Dr(1:5)); X=a1(1); Y=a1(2); Z=a1(3); Dr(4)=a1(4); Dr(5)=a1(5);
dX=abs(a1(1)-apred(1)); dY=abs(a1(2)-apred(2)); dZ=abs(a1(3)-apred(3));
dT1=abs(a1(4)-apred(4)); dT2=abs(a1(5)-apred(5)); da=[dX dY dZ dT1 dT2];
apred=a1; Dr(4); RM=(inv(G*G)); COOR=a1';
end % while da > [eps1 eps1 eps1 eps1 eps1]
%Результат решения (отображается в командном окне)
COOR(1:3)
delta=COOR(1:3)- [ Rx; Ry ;Rz]
PDOP=sqrt(RM(1,1)+RM(2,2)+RM(3,3))

```

6.8 Расчет координат спутников ГЛОНАСС по данным эфемерид на любой момент времени с одновременным решением навигационной задачи

Пакет программ данного раздела использует алгоритмы расчета координат спутников ГЛОНАСС (4.75...4.81), алгоритмы расчета координат потребителя (4.29), алгоритмы преобразования координат и расчета времени, изложенные в разделе 1. В пакете программ используются данные эфемерид спутников ГЛОНАСС и результаты измерений псевдодальностей, полученные приемником GG-24 [215]. Программы имеют и другие возможности, кроме указанных в заголовке подраздела. Эти возможности описаны в комментариях к функциям пакета. При использовании данных приемников других типов необходимо переписать файлы чтения данных в соответствии с форматом.

Файл `main_Gln_eph.m` (управляющая программа)

```
%Имя файла: main_Gln_eph.m
%Файл main_Gln_eph.m является управляющей программой при размножении эфемерид
%навигационных
%спутников ГЛОНАСС
%Входные данные:
%текстовый файл эфемерид ГЛОНАСС, присваивается переменной name_eph;
%pсевдодальности при расчете координат приемника, считываются из текстового файла
%i присваиваются
%переменной name_mca;
%дата получения эфемерид GLONASS
%время, на которое рассчитываются координаты спутников rcvtime
%Выходные данные:
%координаты спутников;
%вычисленные координаты фазового центра антенны приемника
%Ввод входных данных
name_eph = 'gln.eph'; name_mca = 'MCA_gln.dat';
timeUTC.year = 2003; % Дата получения эфемерид GLONASS
timeUTC.mon = 4; timeUTC.day = 9;
C_LIGHT_M = 2.99792458E8; % м/сек - скорость света
rcvtime = 281820; % время получения эфемерид 281820000
dt_lsf = 13; % расхождение икалы, если rcvtime получено от GPS (с 2007 года 14 секунд)
t_sv_gln = rcvtime - dt_lsf; ti = mod(t_sv_gln, 86400);
timeUTC.ti = ti;
% leap_year - ближайший високосный год
leap_year = timeUTC.year - mod(timeUTC.year, 4);
JD_leap = JD_EPOhi(leap_year);
% read_gln_e - чтение эфемерид спутников из файла:
[eph_gln, kol_ns, nom_sat, JD_eph_gln] = read_gln_e(name_eph, JD_leap);
%Чтение измеренных дальностей до спутников из файла:
mca_gln = read_mca(24, dt_lsf, name_mca);
for (i=1 : 24)
    if mca_gln(i).r > 0
        mca_gln(i).r = mca_gln(i).r + 0;
    end;
% fprintf('i=%i mca=%f\n', i, mca_gln(i).r);
end;
[satpos_gln_e, region] = navigation_gln_eph(kol_ns, eph_gln, timeUTC, nom_sat, mca_gln);
% region(:)
i = 1;
% region(i) = region(i) + 0.01 * C_LIGHT_M;
for (i=1 : kol_ns)
% satpos_gln_e(i)
prn = nom_sat(i);
poz_sat(i,1) = satpos_gln_e(i).x; poz_sat(i,2) = satpos_gln_e(i).y; poz_sat(i,3) = satpos_gln_e(i).z;
region(i) = region(i) + 0.01 * C_LIGHT_M;
end;
```

```

%region(:)
% poz_sat(:, :)
%Выходные данные:
COOR = poz_rec(region, poz_sat, kol_ns);
fprintf('COOR: x=%f y=%f z=%f t=%f\n', COOR(1), COOR(2), COOR(3), COOR(4));

```

Функция *navigation_gln_eph*

```

function [satpos_gln_e, region] = navigation_gln_eph(kol_ns, eph_gln, timeUTC, nom_sat, mca_gln)
% Имя функции: navigation_gln_eph
% функция размножения эфемерид (определение координат спутников ГЛОНАСС на любой момент
% времени)
% Входные данные:
% количество спутников kol_ns;
% эфемериды спутников eph_gln;
% время timeUTC;
% номер спутника nom_sat;
% текстовый файл измерений mca_gln.
% Выходные данные:
% координаты и скорости спутников в системе ECI:
% координата x satpos_eci.x;
% координата y satpos_eci.y;
% координата z satpos_eci.z;
% скорость по оси x satpos_eci.vx;
% скорость по оси y satpos_eci.vy;
% скорость по оси z satpos_eci.vz;
% координаты спутников в системе ECEF:
% координата x satpos_gln_e(nn).x;
% координата y satpos_gln_e(nn).y;
% координата z satpos_gln_e(nn).z;
% псевдодальности region.
A_PZ90_M = 6378136.0; % 6 378 136 (м) - Equatorial radius of the Earth - большая полуось эллипсоида
B_PZ90_M = 6356751.36174571344; % (м) Polar radius of the Earth
C_LIGHT_M = 2.99792458E8; % м/сек - скорость света
[satvis_gln_e, satpos_gln_e] = init_satvis_satpos(24);
ti_utc = timeUTC.ti;
jd = JD_from_EPOhi(2000, timeUTC) - 0.5;
time_s0 = s0_Nut(jd, 1);
% time_s0 - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты «n0», к которой относится время «ti»
% time_s0 = time_s0 + 22;
% time_s0 = 100;
% time_s0 = time_s0 + 84473.246383;
nn = 0;
for (i = 1 : kol_ns)
    prn = nom_sat(i); health = eph_gln(prn).health;
    if (health == 0)
        nn = nn + 1; t_efm_utc = eph_gln(prn).Tb; sum_dn = JD_from_epohi(1900, timeUTC) - 0.5;
        t_century = (sum_dn + t_efm_utc/86400.0)/36525.0;
% t_century - время от основной эпохи 1900, янв. 05 (GMT) до момента задания эфемерид tэ в
% юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;
        ti_corr = ti_correct(prn, ti_utc, eph_gln); % коррекция псевдодальности
% t_iono = 0; % ионосферная коррекция
% t_tropo_rge = 0; % тропосферная коррекция
% t_iono = iono_correct(az, el_rad, ti_utc, rec_pos_llh, iono);
% t_tropo_rge = tropo_rge(prn, ti_utc, el_rad, az, ek, sqr_a, ecc, hae, rec_pos_llh, iono);
        % ti_corr = ti_corr + t_tropo_rge + t_iono;
        ti = ti_utc + ti_corr - mca_gln(prn).r;
% fprintf('ti_utc=%f ti_corr=%f ti=%f mca=%f\n', ti_utc, ti_corr, ti, mca_gln(prn).r);
        satpos_eci = gln_e(prn, ti, time_s0, t_century, eph_gln);
% satpos_eci = gln_e(prn, ti, time_s0, eph_gln);
        satpos_eci.x = satpos_eci.x * 1000;
        satpos_eci.y = satpos_eci.y * 1000; satpos_eci.z = satpos_eci.z * 1000;
    end
end

```

```

satpos_eci.vx = satpos_eci.vx * 1000; satpos_eci.vy = satpos_eci.vy * 1000;
satpos_eci.vz = satpos_eci.vz * 1000;
satpos_ecef = eci_to_ecef(time_s0, ti, satpos_eci); % eci_to_PZ-90 = eci_to_ecef
%-----
% satpos_ecef = satpos_eci;
%-----
satpos_gln_e(nn).prn = prn; satpos_gln_e(nn).x = satpos_ecef.x;
satpos_gln_e(nn).y = satpos_ecef.y; satpos_gln_e(nn).z = satpos_ecef.z;
% mca_gln(prn).r;
region(nn) = (mca_gln(prn).r - ti_corr) * C_LIGHT_M;
%{
satpos_gln_e(nn).x=satpos_eci.x; satpos_gln_e(nn).y=satpos_eci.y; satpos_gln_e(nn).z=satpos_eci.z;
%}
% [eci_rec_pos_llh, eci_rec_pos_xyz] = llh_to_eci(A_PZ90_M, B_PZ90_M, ti, time_s0, rec_pos_llh);
% [satvis_gln_e] = top_coord(prn, rec_llh, rec_xyz, satpos_gln_e)
end; % if (health == 0)
end; % for (i=1 : kol_ns)

```

Функция read_gln_e

```

function [eph, kol, nom_sat, JD_eph_gln] = read_gln_e(name, JD_leap)
%Имя функции: read_gln_e
%Функция считывает данные эфемерид спутников из текстового файла
%Входные данные:
%имя переменной, которой присвоено имя текстового файла с записанными эфемеридами
%спутников name;
%результат выполнения функции JD_EPOhi(Leap_year) (Leap_year- ближайший високосный год)
%Выходные данные:
%эфемериды спутников ГЛОНАСС eph;
% количество спутников kol;
%номера спутников nom_sat;
%эпоха ГЛОНАСС JD_eph_gln
for i=1:24
    eph(i).ID = 0; eph(i).health=63;
end;
fid = fopen(name, 'rt');
kol = 0;
while notfeof(fid)
    s1=fscanf(fid, '%s', 6);
    % if notfeof(fid)
    lenstr = length(s1);
    if (lenstr > 0)
        kol = kol + 1; s1=fscanf(fid, '%s', 1); ID = fscanf(fid, '%d', 1); i = ID; eph(i).ID = ID;
        s1=fscanf(fid, '%s', 1); Tk = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).Tk = Tk; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        Nt = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).Nt = Nt; s1=fscanf(fid, '%s', 1); Tb = fscanf(fid, '%d', 1);
        eph(i).Tb = Tb; s1=fscanf(fid, '%s', 1); gamma = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).gamma = gamma;
        s1=fscanf(fid, '%s', 1); tau_n = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).tau_n = tau_n; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        x = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).x = x; s1=fscanf(fid, '%s', 1); y = fscanf(fid, '%e', 1);
        eph(i).y = y; s1=fscanf(fid, '%s', 1); z = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).z = z;
        s1=fscanf(fid, '%s', 1); vx = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).vx = vx; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        vy = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).vy = vy; s1=fscanf(fid, '%s', 1); vz = fscanf(fid, '%e', 1);
        eph(i).vz = vz; s1=fscanf(fid, '%s', 1); dx = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).dx = dx;
        s1=fscanf(fid, '%s', 1); dy = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).dy = dy; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        dvz = fscanf(fid, '%e', 1); eph(i).dvz = dvz; s1=fscanf(fid, '%s', 1); tau_c = fscanf(fid, '%e', 1);
        eph(i).tau_c = tau_c; s1=fscanf(fid, '%s', 1); En = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).En = En;
        s1=fscanf(fid, '%s', 1); i123 = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).i123 = i123; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        health = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).health = health; s1=fscanf(fid, '%s', 1);
        Hn = fscanf(fid, '%d', 1); eph(i).Hn = Hn;
        eph(i).Tk = eph(i).Tk - 10800; % UTC = T(Moskou) - 3h
        eph(i).Tb = eph(i).Tb - 10800; % UTC
    % kol = i;
    if eph(i).health == 0

```

```

    nom_sat(kol) = eph(i).ID;
% Nt - календарный номер суток внутри 4-летнего интервала, начиная с эпохи високосного года
% if (epoch==2000) JD=2451544.0; Значение взято из Астрономического ежегодника (12h,00,январь)
    JD_eph_gln = eph(i).Nt + JD_leap;
    end;
    end; % if (lenstr > 0)
end;
fclose(fid);

```

Функция read_mca

```

function mca = read_mca(n, dt_lsf, name)
%Имя функции: read_mca
% Функция предназначена для чтения данных измерения приемника из текстового файла
%Входные данные:
%количество считываемых данных n (количество спутников);
%имя переменной, которой присваивается считываемый текстовый файл
%Выходные данные:
%угол видимости mca(i).el;
%угол азимута mca(i).el;
%дальность mca(i).r;
for (i = 1 : n)
    mca(i).el = 0; mca(i).az = 0; mca(i).r = 0;
end;
fid = fopen(name, 'rt');
while not( feof(fid) )
    s1=fscanf(fid, '%s', 1); % lenstr = length(s1);
    % if (lenstr > 0)
        ID = fscanf(fid, '%d', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1); nom = fscanf(fid, '%d', 1);
        s1 = fscanf(fid, '%s', 1); prn = fscanf(fid, '%d', 1) - 32; s1 = fscanf(fid, '%s', 1);
        el = fscanf(fid, '%d', 1); mca(prn).el = el; s1 = fscanf(fid, '%s', 1); az = fscanf(fid, '%d', 1);
        mca(prn).az = az; s1 = fscanf(fid, '%s', 1); ID_K = fscanf(fid, '%d', 1);
        s1 = fscanf(fid, '%s', 1); s_flag = fscanf(fid, '%d', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1);
        g_flag = fscanf(fid, '%d', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1); invert = fscanf(fid, '%d', 1);
        s1 = fscanf(fid, '%s', 1); koef_sn = fscanf(fid, '%d', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1);
        phase = fscanf(fid, '%e', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1); region = fscanf(fid, '%e', 1);
        mca(prn).r = region - dt_lsf; s1 = fscanf(fid, '%s', 1); doppler = fscanf(fid, '%e', 1);
        s1 = fscanf(fid, '%s', 1); smooth = fscanf(fid, '%d', 1); s1 = fscanf(fid, '%s', 1);
    % end; % if (lenstr > 0)
end; % while not( feof(fid) )
fclose(fid);

```

Функция gline_dvdt_ODE

```

function [dvdt, w] = gline_dvdt_ODE(t, w, direct_cos)
%Имя функции:gline_dvdt_ODE
% функция, описывающая интегрируемые уравнения в процедуре ode45.
% Каждая строка массива w соответствует времени в столбце вектора t
% Входные данные:
% t - время привязки эфемерид (устанавливается автоматически)
% w - вектор начальных условий (координаты x,y,z и скорости - vx, vy, vz )
% на момент задания эфемерид
% direct_cos - структура, содержащая направляющие косинусы.
% Выходные данные:
% w - вектор начальных условий
% dvdt - столбец вектора, соответствующий функции y' = f(t, y)
%-----
A_PZ90_KM = 6378.136; % Экваториальный радиус Земли (Км)
MU = 398600.44; % (Км^3/сек^2) константа гравитационного поля Земли
MU_L = 4902.835; % (Км^3/сек^2) константа гравитационного поля Луны
J20 = -1082625.7e-9; % Factor at the second zone harmonic
MU_C = 0.1325263e12; % (Км^3/сек^2) константа гравитационного поля Солнца
x = w(1); y = w(2); z = w(3);

```



```

vx = w(4); vy = w(5); vz = w(6); r = sqrt(x * x + y * y + z * z); r2 = r * r; r3 = r2 * r;
ro = A_PZ90_KM / r; ro2 = ro * ro; mu_r3 = MU / r3; mu_xa = mu_r3 * x; mu_ya = mu_r3 * y;
mu_za = mu_r3 * z; za2 = (z * z) / r2; ro2z = ro2 * (1.0 - 5.0 * za2); % ?
% ro2z3 = ro2 * (3.0 - 5.0 * za2); % ?
% Вычисление влияния Луны на параметры:
% calculations of Moon influence parameters
rl = direct_cos.rl; mul = MU_L / (rl * rl); xa_l = x / rl; ya_l = y / rl; za_l = z / rl;
ksi_l = direct_cos.ksi_l; eta_l = direct_cos.eta_l; dzeta_l = direct_cos.dzeta_l;
ksi_xal = ksi_l - xa_l; eta_yal = eta_l - ya_l; dzt_zal = dzeta_l - za_l;
delta_L2 = ksi_xal * ksi_xal + eta_yal * eta_yal + dzt_zal * dzt_zal;
delta_l = sqrt(delta_L2); delta_l3 = delta_l * delta_L2;
jx_al = mul * (ksi_xal / delta_l3 - ksi_l); jy_al = mul * (eta_yal / delta_l3 - eta_l);
jz_al = mul * (dzt_zal / delta_l3 - dzeta_l);
% Вычисление влияния Солнца на параметры:
% calculations of Sun influence parameters
rc = direct_cos.rc; ksi_c = direct_cos.ksi_c; eta_c = direct_cos.eta_c;
dzeta_c = direct_cos.dzeta_c; muc = MU_C / (rc * rc);
xa_c = x / rc; ya_c = y / rc; za_c = z / rc;
ksi_xac = ksi_c - xa_c; eta_yac = eta_c - ya_c; dzt_zac = dzeta_c - za_c;
delta_c2 = ksi_xac * ksi_xac + eta_yac * eta_yac + dzt_zac * dzt_zac;
delta_c = sqrt(delta_c2); delta_c3 = delta_c * delta_c2;
jx_ac = muc * (ksi_xac / delta_c3 - ksi_c); jy_ac = muc * (eta_yac / delta_c3 - eta_c);
jz_ac = muc * (dzt_zac / delta_c3 - dzeta_c);
jx = jx_al + jx_ac; jy = jy_al + jy_ac; jz = jz_al + jz_ac; j15 = 1.5 * J20;
dvd(1) = vx; dvd(2) = vy; dvd(3) = vz; dvd(4) = -mu_xa + j15 * mu_xa * ro2z + jx;
dvd(5) = -mu_ya + j15 * mu_ya * ro2z + jy; dvd(6) = -mu_za + j15 * mu_za * ro2z + jz;
% (dvd + 5) = -mu_za + j15 * mu_za * ro2z3 + jz; dvd = [dvd]';

```

Функция `poz_rec`

```

function COOR = poz_rec(P, A, n)
%Имя функции: poz_rec
%Функция выполняет вычисление координат фазового центра приемника по измеренным значениям
%псевдодальностей и координатам навигационных спутников ГЛОНАСС
%Начало (Центр земли)
%Входные данные:
%измеренные псевдодальности P;
%координаты спутников A
%количество спутников n
%Выходные данные:
%координаты фазового центра антенны приемника COOR.
X=0; Y=0; Z=0; T=0.0;%центр масс Земли
%ТОЧНОСТИ
eps1=1; dX = eps1*10; dY = eps1*10; dZ = eps1*10; dT=eps1*10; apred=[X Y Z T];
da=[eps1*10 eps1*10 eps1*10 eps1*10];%abs(apred)
W=diag([1/1 1/1 1/1 1/1]);
%A
while da > [eps1 eps1 eps1 eps1]
a0 = [X Y Z T]; R = a0;
for (i = 1: n)
%Расчетные псевдодальности
PR(i) = sqrt((A(i,1) - R(1))^2 + (A(i,2) - R(2))^2 + (A(i,3) - R(3))^2);
PR';
for (j = 1: 3)
D(i,j) = (A(i,j) - R(i)) / PR(i);
end;
D(i, 4) = -1; DD = D;
%Расчет приращений
L(i) = PR(i) - P(i);
end; % for (i = 1: n)
Dr = inv(DD' * W * DD) * DD' * W * L';
%Конечный результат одного шага

```

```

a1 = a0 + (Dr(1:4))'; X=a1(1); Y=a1(2); Z=a1(3); Dr(4)=a1(4);
dX=abs(a1(1) - apred(1)); dY=abs(a1(2) - apred(2));
dZ=abs(a1(3) - apred(3)); dT=abs(a1(4) - apred(4)); da=[dX dY dZ dT]; apred=a1;
%P=P-[Dr(4) Dr(4) Dr(4) Dr(4)];
Dr(4); RM=(inv(DD'*DD));
%DOP=sqrt(RM(1,1)+RM(2,2)+RM(3,3)+RM(4,4)) %геометрический фактор
PDOP=sqrt(RM(1,1)+RM(2,2)+RM(3,3));
%HDOP=sqrt(RM(1,1)+RM(2,2));
%TDOP=sqrt(RM(4,4))
%VDOP=sqrt(RM(3,3))
end; % while da > [eps1 eps1 eps1 eps1]
COOR = a1'; % выходные данные

```

Функция *gln_e*

```

function [satpos_xyz_gln] = gln_e( prn, ti, time_s0, t_century, eph_gln)
%{
    gln_e - функция для вычисления координат (x, y, z)
    и составляющих вектора скорости(vx, vy, vz) и вектора ускорения(dvx, dvy, dvz)
    по эфемеридам ГЛОНАСС
    Входные данные:
    prn - номер спутника
    jd - номер юлианского дня наблюдения параметров
    ti - время наблюдения координат спутника
    time_s0 - истинное звездное время эфемерид
    t_century - время от основной эпохи 1900, янв. 05 (GMT) до момента задания эфемерид тэ в юлианских
    столетиях по 36525 эфемеридных суток;
    или
    t_century - время от основной эпохи 2000, янв. 12h 1.5 (GMT) до момента задания эфемерид тэ в
    юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;
    eph_gln - данные эфемерид спутника
    Выходные данные:
    satpos_xyz_gln - координаты спутника в момент времени ti
    %{
        t_efm_utc = eph_gln(prn).Tb; % время привязки эфемерид, приведенное к шкале UTC из Московского
        %{
            sum_dn = JD_from_EPOhi(1900, timeUTC) - 0.5; t_century = (sum_dn + t_efm_utc/86400.0) /36525.0;
            % t_century - время от основной эпохи 1900, янв. 05 (GMT) до момента задания эфемерид тэ
            % в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;
            %{
                xyz_abs = pz90_eci( prn, time_s0, eph_gln);
                %-----
                % xyz_abs = eph_gln(prn);
                %-----
            if ( ti == t_efm_utc) % Tb -время привязки эфемерид
                satpos_xyz_gln.x = xyz_abs.x; satpos_xyz_gln.y = xyz_abs.y;
                satpos_xyz_gln.z = xyz_abs.z; satpos_xyz_gln.vx =xyz_abs.vx;
                satpos_xyz_gln.vy = xyz_abs.vy; satpos_xyz_gln.vz = xyz_abs.vz;
            else
                eps_root = 1.0e-11; %точность вычисления корня трансцендентного уравнения
                direct_cos = glne_cos(t_century, eps_root); % направляющие косинусы
                %{
                    % Оригинальная функция решения системы диф. уравнений методом Рунге_Кутты:
                    xfin = ti; hs = 0; prim_efm = 0;
                    [satpos_xyz_gln, hs] = glne_rk( t_efm_utc, xfin, xyz_abs, direct_cos);
                    fprintf('glne_rk: prn=%i Ti =%f x=%f y=%f z=%f ', prn, ti, satpos_xyz_gln.x, satpos_xyz_gln.y, satpos_
                    xyz_gln.z);
                    fprintf(' vx=%f vy=%f vz=%f \n', satpos_xyz_gln.vx, satpos_xyz_gln.vy, satpos_xyz_gln.vz);
                    %{
                        ts = [t_efm_utc; ti]; XYZ = [xyz_abs.x; xyz_abs.y; xyz_abs.z];
                        VXYZ = [xyz_abs.vx; xyz_abs.vy; xyz_abs.vz];
                        y = [XYZ; VXYZ];%вектор начальных условий
                    }
                }
            }
        }
    }

```

```

RelTol = 1e-6; % относительная погрешность вычисления
AbsTol = 1e-6; % абсолютная погрешность вычисления
[T,V] = ode45(@gln_e_dvdt_ODE, [ts], [y], [RelTol; AbsTol], direct_cos); n = size(T);
fprintf('ode45: prn=%i n=%i T=%f x=%f y=%f z=%f', prn, n(1), T(n(1)), V(n(1)), V(n(1)*2), V(n(1)*3));
fprintf(' vx=%f vy=%f vz=%f vn', V(n(1)*4), V(n(1)*5), V(n(1)*6));
satpos_xyz_gln.x = V(n(1)); satpos_xyz_gln.y = V(n(1)*2);
satpos_xyz_gln.z = V(n(1)*3); satpos_xyz_gln.vx = V(n(1)*4);
satpos_xyz_gln.vy = V(n(1)*5); satpos_xyz_gln.vz = V(n(1)*6);
end;

```

Функция `gln_e_cos`

```

function [direct_cos] = gln_e_cos(t, eps_root)
%Имя функции:gln_e_cos
%Функция вычисляет направляющие косинусы по формулам (4.77- 4.79).
%Входные данные:
%t- текущее время;
%eps_root- точность.
%Выходные данные:
%направляющие косинусы- direct_cos.rl, direct_cos.ksi_l, direct_cos.eta_l,
%direct_cos.dzeta_l, direct_cos.rc, direct_cos.ksi_c = cos_vc * cos_omg_c - sin_vc * sin_omg_c;
% direct_cos.eta_c, direct_cos.dzeta_c
%----- Moon: -----*/
%G_0L = DEG_TO_RAD * (-(63.0 + 53.0/60.0 + 43.41/3600.0)) = -1.1151849614347;
%G_1L = DEG_TO_RAD*(477198.0+50.0/60.0 + 56.79/3600.0) = 8328.6911036680;
%g_l = G_0L + G_1L * t;
g_l = -1.1151849614347 + 8328.6911036680 * t;
E_MUN = 0.054900489; % - эксцентриситет лунной орбиты
e_l = kepler(g_l, E_MUN, eps_root);
% e_l_0l = kepler1(g_l, E_MUN, eps_root);
% e_l - result of calculation of a root of the equation: e_l = g_l + E_Mun * sin(e_l)
sin_e_l = sin(e_l); cos_e_l = cos(e_l);
A_MUN = 3.84385243e5; % (км) большая полуось орбиты Луны
direct_cos.rl = A_MUN * (1 - E_MUN * cos_e_l);
% sin_vl = sqrt(1 - E_MUN * E_MUN) * sin_e_l / (1 - E_MUN * cos_e_l);
% sqrt(1 - E_MUN * E_MUN) = 0.99849183086671;
sin_vl = 0.99849183086671 * sin_e_l / (1 - E_MUN * cos_e_l);
cos_vl = (cos_e_l - E_MUN) / (1 - E_MUN * cos_e_l); vl = atan2(sin_vl, cos_vl);
%G_0= (double)DEG_TO_RAD*(-(334.0+19.0/60.0+46.4/3600.0)) = -5.8351515311737;
%G_1= (double)DEG_TO_RAD * (4069.0+2.0/60.0+2.52/3600.0) = 71.018041257371;
%g_g = G_0 + G_1 * t;
g_g = -5.8351515311737 + 71.018041257371 * t;
%OMEGA_0L = DEG_TO_RAD*(259.0+10.0/60.0+59.79/3600.0) = 4.5236015148519;
%OMEGA_1L=DEG_TO_RAD*(-(1934.0+8.0/60.0+31.23/3600.0)) = -33.757146246552;
%omega_l = OMEGA_0L + OMEGA_1L * t;
omega_l = 4.5236015148519 - 33.757146246552 * t; sin_omgl = sin(omega_l); cos_omgl = cos(omega_l);
% IL - an inclination of an orbit of the Moon to a plane ecliptic
% IL = DEG_TO_RAD * (5.0 + 8.0 / 60.0 + 43.4 / 3600.0) = 0.089803977406644;
% cos_il = (1.0 - cos(IL)) = 0.0040296678964884;
% sin_il = sin(IL) = 0.089683318234891;
cos_il = 0.0040296678964884; sin_il = 0.089683318234891;
ksi1l = sin_omgl * cos_omgl * cos_il; ksi12 = 1 - sin_omgl * sin_omgl * cos_il;
sin_vgl = sin(vl + g_g); cos_vgl = cos(vl + g_g); ksi_z = 1 - cos_omgl * cos_omgl * cos_il;
dzeta_z = cos_omgl * sin_il; eta_z = sin_omgl * sin_il;
% ECLIPTIC - an average obliquity of the ecliptic to equator
%ECLIPTIC = DEG_TO_RAD*(23.0+26.0/60.0 + 33.0/3600.0) = 0.40914880989877;
cos_ecliptic = 0.91745978285160; sin_ecliptic = 0.39782853951156;
dzeta1l = ksi_z * sin_ecliptic + dzeta_z * cos_ecliptic;
dzeta12 = ksi1l * sin_ecliptic - eta_z * cos_ecliptic;
eta1l = ksi_z * cos_ecliptic - dzeta_z * sin_ecliptic;
eta12 = ksi1l * cos_ecliptic + eta_z * sin_ecliptic;
direct_cos.ksi_l = sin_vgl * ksi1l + cos_vgl * ksi12;

```

```

direct_cos.eta_l = sin_vgl * eta11 + cos_vgl * eta12;
direct_cos.dzeta_l = sin_vgl * dzeta11 + cos_vgl * dzeta12;
%----- Sun influence:-----
% G_OC = DEG_TO_RAD * (358.0 + 28.0/60.0 + 33.04/3600.0) = 6.2565837744226
% G_IC = DEG_TO_RAD * (129596579.1/3600.0) = 628.30194572674;
% g_c = G_OC + G_IC * t;
% dop1 = DEG_TO_RAD * (358.0 + 28.0/60.0 + 33.04/3600.0);
% dop2 = DEG_TO_RAD * (129596579.1/3600.0);
g_c = 6.2565837744226 + 628.30194572674 * t;
E_SUN = 0.016719; % - эксцентриситет солнечной орбиты
e_c = kepler(g_c, E_SUN, eps_root); sin_ec = sin(e_c); cos_ec = cos(e_c);
A_SUN = 1.49598e8; % (км) большая полуось орбиты Солнца
direct_cos.rc = A_SUN * (1.0 - E_SUN * cos_ec);
% sin_vc = sqrt(1.0 - E_SUN * E_SUN) * sin_ec / (1.0 - E_SUN * cos_ec);
% sqrt(1.0 - E_SUN * E_SUN) = 0.99986022775136;
sin_vc = 0.99986022775136 * sin_ec / (1.0 - E_SUN * cos_ec);
cos_vc = (cos_ec - E_SUN) / (1 - E_SUN * cos_ec);
DEG_TO_RAD = 0.017453292519943; % (PI / 180.00)
% omega_c = DEG_TO_RAD * (281.0 + 13.0/60.0 + 15.0/3600.0 + 6189.03/3600.0 * t);
omega_c = DEG_TO_RAD * (281.22083333333 + 1.719175 * t);
cos_omg_c = cos(omega_c); sin_omg_c = sin(omega_c);
direct_cos.ksi_c = cos_vc * cos_omg_c - sin_vc * sin_omg_c;
dop = sin_vc * cos_omg_c + cos_vc * sin_omg_c;
direct_cos.eta_c = dop * cos_ecliptic; direct_cos.dzeta_c = dop * sin_ecliptic;

```

Функция *glne_dvdt*

```

function [dvdt] = glne_dvdt(t, w, direct_cos)
%function [dvdt] = glne_dvdt(w, xyz_abs, direct_cos)
%{
функция, представляющая собой интегрируемую систему (совокупность функций f[k]), т.е.
функция, осуществляющая счет правых частей уравнений и выдающая
в качестве результата массив dvdt - производных Y'[k] в любой заданной точке (x,y1,y2,...,yn)
dvdt[k] = F[k](x, y[1], y[2], ..., y[n])
Входные данные:
w
xyz_abs
Var_Efem - вариант расчета эфемерид (1, 2, 3)
%}
A_PZ90_KM = 6378.136; % (Km) Equatorial radius of the Earth
MU = 398600.44; % (Km^3/cek^2) constant of a gravitational field of the Earth
MU_L = 4902.835; % (Km^3/cek^2) constant of a gravitational field of the Mun
J20 = -1082625.7e-9; % Factor at the second zone harmonic
MU_C = 0.1325263e12; % (Km^3/cek^2) constant of a gravitational field of the Sun
Var_Efem = 1; x = w(1); y = w(2); z = w(3); vx = w(4); vy = w(5); vz = w(6);
r = sqrt(x * x + y * y + z * z); r2 = r * r; r3 = r2 * r; ro = A_PZ90_KM / r; ro2 = ro * ro;
mu_r3 = MU / r3; mu_xa = mu_r3 * x; mu_ya = mu_r3 * y; mu_z = mu_r3 * z;
% za2 = z / r; za2 = za2 * za2;
za2 = (z * z) / r2; ro2z = ro2 * (1.0 - 5.0 * za2); % ro2z3 = ro2 * (3.0 - 5.0 * za2);
% if (Var_Efem == 1)
% calculations of Moon influence parameters
rl = direct_cos.rl; mul = MU_L / (rl * rl); xa_l = x / rl; ya_l = y / rl; za_l = z / rl;
ksi_l = direct_cos.ksi_l; eta_l = direct_cos.eta_l; dzeta_l = direct_cos.dzeta_l;
ksi_xal = ksi_l - xa_l; eta_yal = eta_l - ya_l; dzt_zal = dzeta_l - za_l;
delta_L2 = ksi_xal * ksi_xal + eta_yal * eta_yal + dzt_zal * dzt_zal;
delta_l = sqrt(delta_L2); delta_l3 = delta_l * delta_L2; jx_al = mul * (ksi_xal / delta_l3 - ksi_l);
jy_al = mul * (eta_yal / delta_l3 - eta_l); jz_al = mul * (dzt_zal / delta_l3 - dzeta_l);
% calculations of Sun influence parameters
rc = direct_cos.rc; ksi_c = direct_cos.ksi_c; eta_c = direct_cos.eta_c; dzeta_c = direct_cos.dzeta_c;
muc = MU_C / (rc * rc); xa_c = x / rc; ya_c = y / rc; za_c = z / rc;
ksi_xac = ksi_c - xa_c; eta_yac = eta_c - ya_c; dzt_zac = dzeta_c - za_c;

```

```

delta_c2 = ksi_xac * ksi_xac + eta_yac * eta_yac + dzt_zac * dzt_zac;
delta_c = sqrt(delta_c2); delta_c3 = delta_c * delta_c2;
jx_ac = muc * (ksi_xac / delta_c3 - ksi_c); jy_ac = muc * (eta_yac / delta_c3 - eta_c);
jz_ac = muc * (dzt_zac / delta_c3 - dzeta_c);
jx = jx_al + jx_ac; jy = jy_al + jy_ac; jz = jz_al + jz_ac;
% end; % if (Var_Efem == 1)
%{
if (Var_Efem == 2)
    jx = xyz_abs.dvx; jy = xyz_abs.dvy; jz = xyz_abs.dvz;
end;
%}
j15 = 1.5 * J20; dvdt(1) = vx; dvdt(2) = vy; dvdt(3) = vz;
dvdt(4) = -mu_xa + j15 * mu_xa * ro2z + jx; dvdt(5) = -mu_ya + j15 * mu_ya * ro2z + jy;
dvdt(6) = -mu_za + j15 * mu_za * ro2z + jz; % *(dvdt + 5) = -mu_za + j15 * mu_za * ro2z3 + jz;

```

Функция `init_satvis_init_satpos`

```

function [satvis, satpos] = init_satvis_satpos (n)
%Имя функции: init_satvis_satpos
%Технологическая функция.
for (i = 1: n)
    satvis(i).r = -1.0; satvis(i).az = -1.0; satvis(i).el = -1.0; satpos(i).x = 0; satpos(i).y = 0; satpos(i).z = 0;
end;

```

Функция `JD_data`

```

function [JD, day_year] = JD_data(current_data)
%Имя: JD_data
% Функция JD_data(current_data) вычисляет:
%JD - номер юлианского дня текущей даты (current_data)
% day_year - номер дня года.
%Входные данные
%Структура current_data
% current_data.year - год,
% current_data.mon - месяц,
% current_data.day - день.
%Выходные данные:
%JD - юлианский день;
%day_year - день от начала года.
%DnMon - количество дней в месяцах:
DnMon(1:12) = [31,28,31,30,31,30,31,31,30,31,30,31];
year = current_data.year;
jd0 = JD_EPOhi(year); %Юлианский день от начала периода до 12h, 0 январь года «year»
n4 = mod(year, 4); n100 = mod(year, 100); n400 = mod(year, 400); if (n4 == 0) n_leap = 1;
else n_leap = 0;
end;
if ((n100 == 0) & (n400 > 0))
    n_leap = 0;
end;
k = 0;
for (i = 1 : (current_data.mon - 1))
    k = k + DnMon(i);
    if (i == 2)
        k = k + n_leap;
    end;
end;
day_year = k + current_data.day; JD = jd0 + day_year;

```

Функция `JD_epohi`

```

function jden = JD_epohi(epoha)
%Имя: JD_epohi
%Функция JD_epohi(epoha) рассчитывает номер юлианского дня
%соответствующего началу года (epoha) на 12h, 0 день, январь.

```

```

%Входные данные: эпоха, размерность - год
%Выходные данные:
%jden - номер юлианского дня на 12h, 0 день, январь (размерность - дни)
%Входные данные: эпоха, размерность - год
%Выходные данные:jden - юлианский день, размерность - дни
rk = mod(эпоха,4); if ( rk == 0 ) rk = 1.0;
else
    rk = 2.0 - rk * 0.25;
end;
n100 = floor(эпоха / 100); n400 = floor(эпоха / 400);
jden = (4712 + эпоха) * 365.25 + n400 - n100 + rk;
%fprintf('эпоха=%d rk=%f jden=%f\n', эпоха, rk, jden);

```

Функция JD_from_эпохи

```

function jd = JD_from_эпохи(эпоха, timeUTC)
%Имя функции:JD_from_эпохи.m
%Функция вычисляет jd - количество дней от указанного года (эпоха)
% до текущей даты, указанной в структуре timeUTC, представленной в виде
%(timeUTC.year, timeUTC.mon, timeUTC.day)
jd0 = JD_эпохи(эпоха) + 1; %Юлианский день эпохи 12h, 1 день, Январь
[day, day_year] = JD_data(timeUTC); jd = day - jd0;
%{
Новой стандартной эпохой (обозначаемой J2000.0) считать дату 2000г,
1 января 12h, 2000г совпадающую с юлианской датой JD 2 451 545.0;
новое стандартное равновесие соответствует этому моменту.
Замечание:
0 января 12h, 2000г совпадает с юлианской датой JD 2 451 544.0;
Новая стандартная эпоха отстоит точно на одно юлианское столетие от фундаментальной
эпохи 1900г., январь 0,12h ET, принятой ранее в планетных теориях Ньюкома.
1900 - не високосный год.
За начало юлианского периода принят гринвичский средний полдень 1 января (-4712) года (в астро-
номическом исчислении) или, что то же самое, 4713 года до нашей эры по юлианскому календарю.
%}

```

Функция kepler

```

function [Ek] = kepler(Mk, есс, eps);
%Имя функции:kepler
%Функция предназначена для решения уравнения Кеплера
%Входные данные:
%Средняя аномалия Mk;
%эксцентриситет орбиты спутника есс
%точность eps;
%Выходные данные:
%истинная аномалия Ek.
% eps = 1.0E-15;
y = есс * sin(Mk); x1 = Mk; x = y;
for k = 0 : 15
    x2 = x1; x1 = x; y1 = y; y = Mk - (x - есс * sin(x));
    if (abs(y - y1) < eps)
        break
    end
    x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
end %k
Ek = x;

```

Функция коэф

```

function[коэф_id, коэф_abd, коэф_ик, коэф_abk] = коэф
%Имя:коэф
% функция содержит коэффициенты табл.1.22 и табл.1.23 раздела 1
коэф_id = [0, 0, 0, 0, 1; 0, 0, 0, 0, 2; -2, 0, 2, 0, 1; 2, 0,-2, 0, 0; -2, 0, 2, 0, 2;
1,-1, 0,-1, 0; 0,-2, 2,-2, 1; 2, 0,-2, 0, 1; 0, 0, 2,-2, 2; 0, -1, 0, 0, 0; 0, 1, 2,-2, 2;

```

```

0,-1,2,-2,2;0,0,2,-2,1;-2,0,0,2,0;0,0,2,-2,0;0,2,0,0,0;0,1,0,0,1;
0,2,2,-2,2;0,-1,0,0,1;-2,0,0,2,1;0,-1,2,-2,1;2,0,0,-2,1;0,1,2,-2,1;
1,0,0,-1,0;2,1,0,-2,0;0,0,-2,2,1;0,1,-2,2,0;0,1,0,0,2;-1,0,0,1,1;
0,1,2,-2,0];
koef_abd = [-171996.0, -174.2, 92025.0, 8.9; 2062.0, 0.2, -895.0, 0.5;
46.0, 0.0, -24.0, 0.0; 11.0, 0.0, 0.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-3.0, 0.0, 0.0, 0.0; -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-13187.0, -1.6, 5736.0, -3.1; -1426.0, 3.4, 54.0, -0.1; -517.0, 1.2, 224.0, -0.6;
217.0, -0.5, -95.0, 0.3; 129.0, 0.1, -70.0, 0.0; -48.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-22.0, 0.0, 0.0, 0.0; 17.0, -0.1, 0.0, 0.0; -15.0, 0.0, 9.0, 0.0;
-16.0, 0.1, 7.0, 0.0; -12.0, 0.0, 6.0, 0.0; -6.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-5.0, 0.0, 3.0, 0.0; 4.0, 0.0, -2.0, 0.0; 4.0, 0.0, -2.0, 0.0;
-4.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0];
koef_ik = [0, 0, 2, 0, 2; 1, 0, 0, 0, 0; 0, 0, 2, 0, 1; 1, 0, 2, 0, 2; 1, 0, 0, -2, 0;
-1, 0, 2, 0, 2; 0, 0, 0, 2, 0; 1, 0, 0, 0, 1; -1, 0, 0, 0, 1; -1, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 2, 0, 1;
0, 0, 2, 2, 2; 2, 0, 0, 0, 0; 1, 0, 2, -2, 2; 2, 0, 2, 0, 2; 0, 0, 2, 0, 0; -1, 0, 2, 0, 1;
-1, 0, 0, 2, 1; 1, 0, 0, -2, 1; -1, 0, 2, 2, 1; 1, 1, 0, -2, 0; 0, 1, 2, 0, 2; 0, -1, 2, 0, 2;
1, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 0, 2, 0; 2, 0, 2, -2, 2; 0, 0, 0, 2, 1; 0, 0, 2, 2, 1; 1, 0, 2, -2, 1;
0, 0, 0, -2, 1; 1, -1, 0, 0, 0; 2, 0, 2, 0, 1; 0, 1, 0, -2, 0; 1, 0, -2, 0, 0; 0, 0, 0, 1, 0;
1, 1, 0, 0, 0; 1, 0, 2, 0, 0; 1, -1, 2, 0, 2; -1, -1, 2, 2, 2; -2, 0, 0, 0, 1; 3, 0, 2, 0, 2;
0, -1, 2, 2, 2; 1, 1, 2, 0, 2; -1, 0, 2, -2, 1; 2, 0, 0, 0, 1; 1, 0, 0, 0, 2; 3, 0, 0, 0, 0;
0, 0, 2, 1, 2; -1, 0, 0, 0, 2; 1, 0, 0, -4, 0; -2, 0, 2, 2, 2; -1, 0, 2, 4, 2; 2, 0, 0, -4, 0;
1, 1, 2, -2, 2; 1, 0, 2, 2, 1; -2, 0, 2, 4, 2; -1, 0, 4, 0, 2; 1, -1, 0, -2, 0; 2, 0, 2, -2, 1;
2, 0, 2, 2, 2; 1, 0, 0, 2, 1; 0, 0, 4, -2, 2; 3, 0, 2, -2, 2; 1, 0, 2, -2, 0; 0, 1, 2, 0, 1;
-1, -1, 0, 2, 1; 0, 0, -2, 0, 1; 0, 0, 2, -1, 2; 0, 1, 0, 2, 0; 1, 0, -2, -2, 0; 0, -1, 2, 0, 1;
1, 1, 0, -2, 1; 1, 0, -2, 2, 0; 2, 0, 0, 2, 0; 0, 0, 2, 4, 2; 0, 1, 0, 1, 0];
koef_abk = [-2274.0, -0.2, 977.0, -0.5; 712.0, 0.1, -7.0, 0.0; -386.0, -0.4, 200.0, 0.0;
-301.0, 0.0, 129.0, -0.1; -158.0, 0.0, -1.0, 0.0; 123.0, 0.0, -53.0, 0.0; 63.0, 0.0, -2.0, 0.0;
63.0, 0.1, -33.0, 0.0; -58.0, -0.1, 32.0, 0.0; -59.0, 0.0, 26.0, 0.0; -51.0, 0.0, 27.0, 0.0;
-38.0, 0.0, 16.0, 0.0; 29.0, 0.0, -1.0, 0.0; 29.0, 0.0, -12.0, 0.0; -31.0, 0.0, 13.0, 0.0;
26.0, 0.0, -1.0, 0.0; 21.0, 0.0, -10.0, 0.0; 16.0, 0.0, -8.0, 0.0; -13.0, 0.0, 7.0, 0.0;
-10.0, 0.0, 5.0, 0.0; -7.0, 0.0, 0.0, 0.0; 7.0, 0.0, -3.0, 0.0; -7.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-8.0, 0.0, 3.0, 0.0; 6.0, 0.0, 0.0, 0.0; 6.0, 0.0, -3.0, 0.0; -6.0, 0.0, 3.0, 0.0;
-7.0, 0.0, 3.0, 0.0; 6.0, 0.0, -3.0, 0.0; -5.0, 0.0, 3.0, 0.0; 5.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-5.0, 0.0, 3.0, 0.0; -4.0, 0.0, 0.0, 0.0; 4.0, 0.0, 0.0, 0.0; -4.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-3.0, 0.0, 0.0, 0.0; 3.0, 0.0, 0.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; -3.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, -1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, -1.0, 0.0; -2.0, 0.0, 1.0, 0.0; 2.0, 0.0, 0.0, 0.0;
2.0, 0.0, -1.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0;
-2.0, 0.0, 1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0; -1.0, 0.0, 1.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 1.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, -1.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
-1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0; 1.0, 0.0, 0.0, 0.0; -1.0, 0.0, 0.0, 0.0;
1.0, 0.0, 0.0, 0.0];

```

Функция *llh to eci*

```

function [eci_llh, eci_xyz] = llh_to_eci(a, b, ti, time_s0, llh_loc);
%Имя функции:llh_to_eci
%Функция вычисляет позицию приемника в абсолютной геоцентрической системе координат (ECI)
%Входные данные:
%a, b - большая и малая полуоси земного эллипсоида (метр);
%ti - текущее время (секунды),
%time_s0 - истинное звездное время,
%Структура llh_loc - координаты приемника; {
%llh_loc.lon - долгота (радиан);
%llh_loc.lat - широта (радиан);
%llh_loc.h - высота (метр);
%Выходные данные:
%Структура eci_llh - географические координаты приемника в абсолютной геоцентрической

```

```

%системе координат (ECI)
%eci_llh.lon - долгота (радиан); %eci_llh.lat - широта (радиан); %eci_llh.h - высота (метр);
%Структура eci_xyz- координаты приемника в абсолютной прямоугольной геоцентрической
%системе координат (ECI)
% eci_xyz.x - координата x; % eci_xyz.y - координата y; % eci_xyz.z - координата z;
OMEGA_Z = 0.7292115e-4; % угловая скорость вращения Земли, (рад/сек)
SEC_IN_RAD = 7.2722052166430e-005; % (PI / 43200.0) // Number radian
eci_llh.lon = llh_loc.lon + ti * OMEGA_Z + SEC_IN_RAD * time_s0;
eci_llh.lat = llh_loc.lat; eci_llh.h = llh_loc.h; eci_xyz = llh_to_ecef(a, b, eci_llh);

```

Функция eci_to_ecef

```

function [satpos_ecef] =eci_to_ecef(s0, ti, satpos_eci)
%Имя функции:eci_to_ecef
%Функция преобразования координат
%Входные данные: s0 - истинное звездное время в текущий момент обсервации,
%ti - текущее время; satpos_eci
%Структура satpos_eci
%satpos_eci.x - координата x в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.y - координата y в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.z - координата z в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.vx - скорость vx в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%satpos_eci.vy - скорость vy в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
% satpos_eci.vz - скорость vz в абсолютной неподвижной системе координат (ECI);
%Выходные данные:
% Структура satpos_ecef
%satpos_ecef.x - координата x в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.y - координата y в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.z - координата z в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vx - скорость по оси x в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vy - скорость по оси y в подвижной системе координат (ECEF);
%satpos_ecef.vz- скорость по оси z в подвижной системе координат (ECEF);
%Коэффициенты
% SEC_IN_RAD - коэффициент преобразования секунд в радианы
% s0(radian) = s0 (sek) * SEC_IN_RAD, where
% SEC_IN_RAD = 2 * pi / (24 * 3600) = pi / 43200
SEC_IN_RAD = pi / 43200; OMEGA_Z = 0.7292115e-4;
%(скорость вращения Земли (angular speed of rotation of the Earth, рад/сек)
s_zv = s0 * SEC_IN_RAD + OMEGA_Z * ti;
cos_s = cos(s_zv); sin_s = sin(s_zv);
satpos_ecef.x = satpos_eci.x * cos_s + satpos_eci.y * sin_s;
satpos_ecef.y = -satpos_eci.x * sin_s + satpos_eci.y * cos_s;
satpos_ecef.z = satpos_eci.z;
satpos_ecef.vx = satpos_eci.vx * cos_s + satpos_eci.vy * sin_s + OMEGA_Z * satpos_ecef.y;
satpos_ecef.vy = -satpos_eci.vx * sin_s + satpos_eci.vy * cos_s - OMEGA_Z * satpos_ecef.x;
satpos_ecef.vz = satpos_eci.vz;

```

Функция pz90_eci

```

function result = pz90_eci(prn, s0, eph)
%Имя функции: pz90_eci
%Функция выполняет преобразование координат из географической системы ПЗ-90
%в абсолютную ECI
%Входные данные:
%номер спутника prn;
%истинное звездное время s0
%эфемериды спутников ГЛОНАСС eph
%Выходные данные:
%координата x result.x;
%координата y result.y;
%координата z result.z;
%скорость по оси x result.vx;
%скорость по оси y result.vy;

```



```

%скорость по оси z result.vz;
%ускорение по оси x result.dvx;
%ускорение по оси y result.dvy;
%ускорение по оси z result.dvz;
OMEGA_Z = 0.7292115e-4;
%(рад/сек) - Угловая скорость вращения Земли. Angular speed of rotation of the Earth
SEC_IN_RAD = 7.2722052166430e-005;
%(PI/43200.0) % Number radian in second of time 2*PI/(24*3600)=PI/43200;
s_zv = (s0 * SEC_IN_RAD + OMEGA_Z * eph(prn).Tb);
cos_s = cos(s_zv); sin_s = sin(s_zv);
result.x = eph(prn).x * cos_s - eph(prn).y * sin_s; result.y = eph(prn).x * sin_s + eph(prn).y * cos_s;
result.z = eph(prn).z; result.vx = eph(prn).vx * cos_s - eph(prn).vy * sin_s - OMEGA_Z * result.y;
result.vy = eph(prn).vx * sin_s + eph(prn).vy * cos_s + OMEGA_Z * result.x; result.vz = eph(prn).vz;
result.dvx = eph(prn).dvx * cos_s - eph(prn).dvy * sin_s;
result.dvy = eph(prn).dvx * sin_s + eph(prn).dvy * cos_s; result.dvz = eph(prn).dvz;

```

Функция top_coord

```

function [satvis] = top_coord(prn, rec_llh, rec_xyz, nlo_xyz)
% Имя функции: top_coord
% Функция выполняет расчет топоцентрических координат объекта по заданным
%географическим (долгота, широта, высота) и геоцентрическим (x, y, z)
%координатам приемника, а также геоцентрическим координатам объекта(x, y, z)
%Входные данные:
%prn - номер спутника
%структура
% rec_llh.lat - широта (рад) приемника
%rec_llh.lon - долгота (рад) приемника
%rec_llh.h - высота (м) приемника
%структура
%прямоугольные геоцентрические координаты приемника (м)
% rec_xyz.x
%rec_xyz.y
%rec_xyz.z
%структура
% прямоугольные геоцентрические координаты объекта (м)
%nlo_xyz.x
%nlo_xyz.y
%nlo_xyz.z
%Выходные данные:
%структура satvis
% top.s - проекция вектора дальности на ось, направленную на Юг (South)
% top.e - проекция вектора дальности на ось, направленную на Восток (East)
% top.z - проекция вектора дальности на ось, направленную в Зенит
% top.daln - дальность до объекта
% top.az - угол азимута объекта
% top.el - угол видимости объекта
rx = nlo_xyz.x - rec_xyz.x; ry = nlo_xyz.y - rec_xyz.y;
rz = nlo_xyz.z - rec_xyz.z; r_sat = sqrt(rx * rx + ry * ry + rz * rz);
r_rec = sqrt((rec_xyz.x)^2 + (rec_xyz.y)^2 + (rec_xyz.z)^2); top.r = r_sat;
rx1 = rx; ry1 = ry; rz1 = rz; sin_lat = sin(rec_llh.lat); cos_lat = cos(rec_llh.lat);
sin_lon = sin(rec_llh.lon); cos_lon = cos(rec_llh.lon);
% Projections of vector of range in topocentric coordinate system:
top.e = -sin_lon * rx1 + cos_lon * ry1;
top.s = cos_lon * sin_lat * rx1 + sin_lon * sin_lat * ry1 - cos_lat * rz1;
top.z = cos_lat * cos_lon * rx1 + cos_lat * sin_lon * ry1 + sin_lat * rz1;
% azimuth: отсчет по часовой стрелке от оси, направленной на Север (N or -S) (-top.s)
eps = 10e-10;
if ((abs(top.e) < eps) || (abs(top.s) < eps))
    top.az = 0.0;
else
    top.az = atan2(top.e, -top.s);

```

```

end;
if (top.az < 0.0)
    top.az = top.az + pi * 2;
end;
% elevation:
cos_el_top = (rec_xyz.x * rx + rec_xyz.y * ry + rec_xyz.z * rz) / (r_sat * r_rec);
if (cos_el_top >= 1.00)
    el = 0.0;
else
    if (cos_el_top <= -1.00)
        el = pi;
    else
        el = acos(cos_el_top);
    end;
end;
top.el = pi / 2.0 - el; satvis.el = top.el; satvis.az = top.az; satvis.r = r_sat;

```

Функция `s0_Nut`

```

function [s0_m_mod] = s0_Nut(d, nut)
%Имя функции: s0_Nut
% Функция рассчитывает истинное или среднее звездное время на 0ч UTC
% Входные данные:
% d - юлианский день даты, на которую требуется рассчитать истинное или среднее звездное время
% nut - признак (если nut = 0, то вычисляется среднее звездное время без учета нутации, иначе
% вычисляется истинное звездное время с учетом нутации)
% Выходные данные:
% s0_m_mod - истинное или среднее звездное время на 0ч UTC
%jd2000 = 2451545; % 12h UTC 1 января
t = d / 36525.0; % 36525 - число дней в юлианском столетии
t2 = t * t; h1 = 24110.54841; % h1 = 6.0 * 3600.0 + 41.0 * 60.0 + 50.54841;
h2 = 8640184.812866 * t; % h2 = 236.555367908 * d; h3 = 0.093104 * t2;
h4 = t2 * t * 6.2E-6;
if (nut == 0)
    na = 0;
else
    na = utc_nut(t);
end;
s0_m = h1 + h2 + h3 - h4; s0_nut = s0_m + na; s0_m_mod = mod(s0_m, 86400);
%{
s0_day = floor(s0_m / 86400); s0_m_hour = s0_m_mod / 3600.0;
s0_m_hour = floor(s0_m_mod / 3600); sec_min = s0_m_mod - s0_m_hour * 3600;
s0_m_min = floor(sec_min / 60); s0_m_sec = sec_min - s0_m_min * 60;
s0_nut_mod = mod(s0_nut, 86400); s0_day = floor(s0_nut / 86400);
s0_nut_hour = s0_nut_mod / 3600.0; s0_nut_hour = floor(s0_nut_mod / 3600);
sec_min = s0_nut_mod - s0_nut_hour * 3600; s0_nut_min = floor(sec_min / 60);
s0_nut_sec = sec_min - s0_nut_min * 60;
%}

```

Функция `utc_nut`

```

function nut = utc_nut(t)
%Имя: utc_nut
%Функция предназначена для расчета нутации
%Входные данные:
% t = d / 36525.0; время в столетиях, где 36525 - число дней в юлианском столетии
% d - юлианский день даты, на которую требуется рассчитать истинное или среднее звездное время
% Выходные данные
% nut - нутация
R = 1296000; % (1r=360grad=1 296 000 cek)
RAD_SEK_ANGL = pi / (3600 * 180);
t2 = t * t; t3 = t2 * t;
l = 485866.733 + (1325.0 * R + 715922.633) * t + 31.310 * t2 + 0.064 * t3;

```

```

L1 = 1287099.804 + (99 * R + 1292581.224) * t - 0.577 * t2 - 0.012 * t3;
f = 335778.877 + (1342 * R + 295263.137) * t - 13.257 * t2 + 0.011 * t3;
dd = 1072261.307 + (1236 * R + 1105601.328) * t - 6.891 * t2 + 0.019 * omega = 450160.280 - (5 * R
+ 482890.539) * t + 7.455 * t2 + 0.008 * t3;
eps0 = 84381.448 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
% формула eps0 = 84381.447996 - 46.8150 * t - 0.00059 * t2 + 0.001813 * t3;
eps_d = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'e');
eps_k = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'e');
eps = eps0 + eps_d + eps_k; cos_eps = cos(RAD_SEK_ANGL * eps) / 15.0;
d_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'd', 'f'); k_fi = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, 'k', 'f');
nut1 = d_fi * cos_eps; nut2 = k_fi * cos_eps;
% nut3 = 0.00264 * sin(omega) + 0.000063 * sin(2.0 * omega) формула (
nut3 = 0; nut1_dop = nut1; nut2_dop = nut2; nut3_dop = nut3; nut = nut1 + nut2 + nut3;

```

Функция `utc_nut_fi_eps`

```

function nut_fi_eps = utc_nut_fi_eps(t, l, L1, f, dd, omega, typ_nut, fi_eps)
% Имя: utc_nut_fi_eps
% Функция предназначена для расчета нутации по епсилон и фи
% Входные данные:
% t - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% l - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% L1 - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% f - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% dd - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% omega - значение параметра приведено в функции utc_nut;
% typ_nut - признак параметра приведен в функции utc_nut;
% fi_eps - признак параметра приведен в функции utc_nut;
% Выходные данные:
% nut_fi_eps - значение нутации по епсилон и фи
% применить функцию coef для ввода коэффициентов при расчете нутации
[koef_id, koef_abd, koef_ik, koef_abk] = coef; RAD_SEK_ANGL = pi/(3600*180);
if (typ_nut == 'd')
    n = 30;
else
    n = 76;
end;
sum_a = 0; sum_b = 0;
for i = 1 : n
    if (typ_nut == 'd')
        s1 = koef_id(i,1) * l + koef_id(i,2) * L1 + koef_id(i,3) * f + koef_id(i,4) * dd + koef_id(i,5) * omega;
        if (fi_eps == 'f')
            a = koef_abd(i,1) * 1e-4; bt = koef_abd(i,2) * 1e-4;
        else
            a = koef_abd(i,3) * 1e-4; bt = koef_abd(i,4) * 1e-4;
        end;
    else
        s1 = koef_ik(i,1) * l + koef_ik(i,2) * L1 + koef_ik(i,3) * f + koef_ik(i,4) * dd + koef_ik(i,5) * omega;
        if (fi_eps == 'f')
            a = koef_abk(i,1) * 1e-4; bt = koef_abk(i,2) * 1e-4;
        else
            a = koef_abk(i,3) * 1e-4; bt = koef_abk(i,4) * 1e-4;
        end;
    end;
    if (fi_eps == 'f')
        sin_s1 = sin(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * sin_s1; sb = bt * sin_s1;
    else
        cos_s1 = cos(RAD_SEK_ANGL * s1); sa = a * cos_s1; sb = bt * cos_s1;
    end;
    arg = RAD_SEK_ANGL * s1; sum_a = sum_a + sa; sum_b = sum_b + sb;
end;
nut_fi_eps = sum_a + sum_b * t;

```

Функция *ti_correct*

```
function [ti_corr] = ti_correct(prn, ti, eph_gln)
%Имя функции ti_correct
%Функция предназначена для расчета коррекции псевдодальности
%Входные данные:
% номер спутника prn;
% время, на которое рассчитываются координаты спутника ti;
% эфемериды спутника ГЛОНАСС.
% Выходные данные:
% скорректированное время ti_corr
  dt_k_b = ti - eph_gln(prn).Tb;
  ti_corr = eph_gln(prn).tau_c + eph_gln(prn).tau_n - eph_gln(prn).gamma * dt_k_b;
  %ti_corr = ti_corr + t_tropo_rge + t_iono;
% tropo_iono_gln
```

Файлы входных данных

Файл эфемерид *Gln.eph*

```
// ---- GLONASS efemeris for PRN-08-----
PRN: 08
Tk: 33390
Nt: 1195
Tb: 33300
Gamma: -2.09183781407774E-0011
tau_n: 7.87638127803802E-0005
X: -1.09977924804687E+0004
Y: 1.09971679687500E+0003
Z: 2.29546708984375E+0004
Vx: -1.18400764465332E+0000
Vy: -2.92444705963135E+0000
Vz: -4.22613143920898E-0001
dVx: -2.79396772384644E-0009
dVy: 9.31322574615479E-0010
dVz: 0.00000000000000E+0000
tau_c: -5.51342964172363E-0007
En: 0
I123: 12
health: 0
Hn: 8
// ---- GLONASS efemeris for PRN-17-----
PRN: 17
Tk: 33420
Nt: 1195
Tb: 33300
Gamma: -1.81898940354586E-0012
tau_n: -4.55603003501892E-0006
X: 9.91929931640625E+0003
Y: 5.05539111328125E+0003
Z: 2.29330766601562E+0004
Vx: -1.98979091644287E+0000
Vy: 2.43513488769531E+0000
Vz: 3.24968338012695E-0001
dVx: -9.31322574615479E-0010
dVy: 0.00000000000000E+0000
dVz: -1.86264514923096E-0009
tau_c: -5.51342964172363E-0007
En: 1
I123: 0
health: 0
Hn: 8
// ---- GLONASS efemeris for PRN-18-----
```

```

PRN: 18
Tk: 33450
Nt: 1195
Tb: 33300
Gamma: -9.09494701772928E-0013
tau_n: -1.95245258510113E-0004
X: 1.81571430664062E+0004
Y: -1.30112397460937E+0004
Z: 1.25153920898437E+0004
Vx: -1.18064975738525E+0000
Vy: 1.22566413879395E+0000
Vz: 2.99231910705566E+0000
dVx: 0.00000000000000E+0000
dVy: 0.00000000000000E+0000
dVz: -2.79396772384644E-0009
tau_c: -5.51342964172363E-0007
En: 1
I123: 12
health: 0
Hn: 8
// ---- GLONASS efemeris for PRN-24-----
PRN: 24
Tk: 33450
Nt: 1195
Tb: 33300
Gamma: 0.00000000000000E+0000
tau_n: -2.08885408937931E-0004
X: -3.51611083984375E+0003
Y: 1.78409057617188E+0004
Z: 1.78831904296875E+0004
Vx: -1.46076393127441E+0000
Vy: 1.97006893157959E+0000
Vz: -2.25090789794922E+0000
dVx: -1.86264514923096E-0009
dVy: 0.00000000000000E+0000
dVz: 0.00000000000000E+0000
tau_c: -5.51342964172363E-0007
En: 1
I123: 12
health: 0
Hn: 8

```

Файл MCA_gln.dat

```

ID: 10
nom: 3
Prn: 56
elevat: 30
az: 34
ID_K: 13
s_flag: 2
g_flag: 24
invert: 5
koef_sn: 48
phase: 7.55182640214410E+0005
region: 1.30723489011319E+0001
doppler: 36545329
smooth: 1677721686
ID: 10
nom: 2
Prn: 50
elevat: 24

```

```

az: 136
ID_K: 14
s_flag: 232
g_flag: 1
invert: 5
koef_sn: 35
phase: 6.72079514515516E+0004
region: 1.30744599067941E+0001
doppler: 4270406628
smooth: 0
ID: 10
nom: 1
Prn: 40
elevat: 13
az: 8
ID_K: 15
s_flag: 2
g_flag: 24
invert: 5
koef_sn: 39
phase: 4.16607975373417E+0005
region: 1.30778704372108E+0001
doppler: 35623515
smooth: 713031746
ID: 10
nom: 0
Prn: 49
elevat: 71
az: 178
ID_K: 17
s_flag: 2
g_flag: 24
invert: 5
koef_sn: 52
phase: 2.74256826610897E+0005
region: 1.30649123988752E+0001
doppler: 7926688
smooth: 1677721622
Файл PBN.dat
rcvtime: 281820000
str_p: ????
nav_x: 3.50446212045942E+0006
nav_y: 2.06132652495034E+0006
nav_z: 4.89801473695351E+0006
nav_t: 8.43356562500000E+0004
nav_xd: 1.48770855739712E-0002
nav_yd: 2.42419764399529E-0002
nav_zd: 2.15668212622404E-0002
nav_td: 1.18646102905273E+0002
PDOP: 240

```

Результат выполнения программы

```

ode45: prn=8 n=41 T=22606.922208 x=-3304.360599 y=10652.784682 z=22906.324556
vx=-3.924413 vy=-0.171507 vz=-0.481693
ode45: prn=17 n=41 T=22606.935082 x=8478.005583 y=-7115.363759 z=22964.671878
vx=2.091424 vy=3.346459 vz=0.265942
ode45: prn=18 n=41 T=22606.925344 x=-5454.668859 y=-21474.799152 z=12833.633633
vx=2.314624 vy=1.178343 vz=2.960140
ode45: prn=24 n=41 T=22606.927442 x=15487.340669 y=9972.288969 z=17640.061686
vx=0.579484 vy=3.165509 vz=-2.296534
COOR: x=3504466.982231 y=2061346.456476 z=4898025.327162 t=3082397.935440

```

6.9. Геометрический фактор

Как уже отмечалось ранее, фактор снижения точности (геометрический фактор) используется для оценки точности определения координат в зависимости от расположения навигационных спутников относительно потребителя. Традиционно широко используется геометрический фактор при минимальном количестве спутников, равном 4 при оценке координат в трехмерном пространстве. В данном подразделе приводятся некоторые результаты исследования геометрического фактора при различных положениях спутников относительно потребителя.

Для четырех спутников приняты следующие условия моделирования. Один спутник всегда находится в зените, возвышения 2, 3 и 4-го спутников изменяются от 90° до 0 , азимуты 3 и 4 спутников относительно 2-го линейно изменяются. Причем шаг изменения спутника 4 в два раза больше шага спутника 3. Например, если азимут спутника 3 равен 30° , то азимут спутника 4 - 60° .

Результаты моделирования геометрических факторов для заданных условий изображены на рис. 6.41.

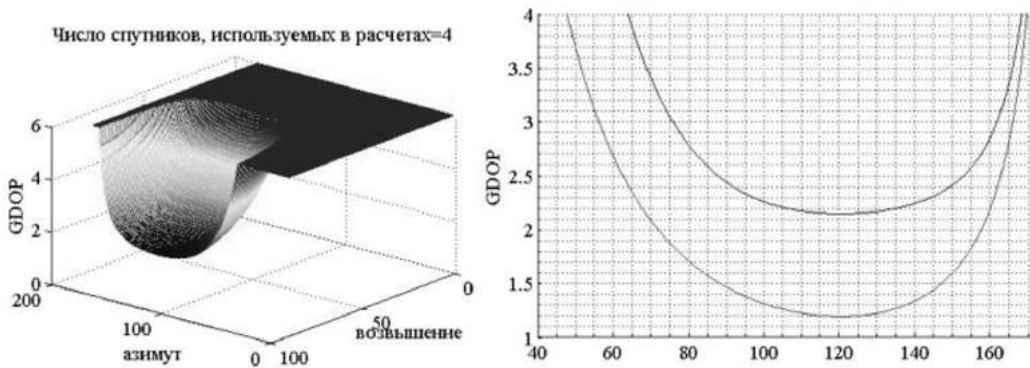


Рис. 6.41. Геометрические факторы 4 спутников

Пространственно-временной геометрический фактор ограничен максимальным значением, равным 6. Угол возвышения отсчитывается от оси, направленной от потребителя в зенит. Поверхность, ограничивающая максимальное значение $GDOP$ при заданных углах возвышения и азимута спутников, соответствует левой части рис. 6.41. На рис. 6.41 справа изображены зависимости от угла азимута $GDOP$ и $HDOP$ при ограничении их максимального значения, равном 4 и углах видимости спутников, равным 15° (90° - угол возвышения). Значению 4 $GDOP$ соответствует при угле азимута, равном 60° (начало снижения $GDOP$) и 168° ($GDOP$ превышает значение 4). На рис. 6.42 показаны топологии расположения спутников по углам азимута, соответствующие максимальным и промежуточным значениям геометрических факторов.

Представляет интерес изменение геометрических факторов при перемещении спутника 4 в секторе $120 - 336$ градусов, если зафиксировать азимут спутника 3 на отметке 60° .

Результат моделирования изображен на рис. 6.43. Из сравнений $GDOP$ и $HDOP$ на рис. 6.41 и рис. 6.43а следует, что $GDOP$, меньший четырех, сохраняется в более узком диапазоне изменения угла азимута. Возможны и другие варианты топологии спутников, при которых могут получаться приемлемые геометрические факторы. Эти варианты можно моделировать с помощью приведенной в конце подраздела программы.

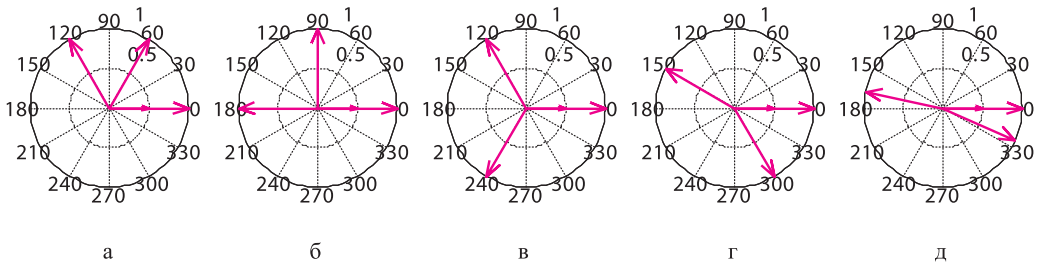


Рис. 6.42. Топологии расположения спутников: а - азимут 60°; б - азимут 90°; в - азимут 120°; г - азимут 150°; д - азимут 168°

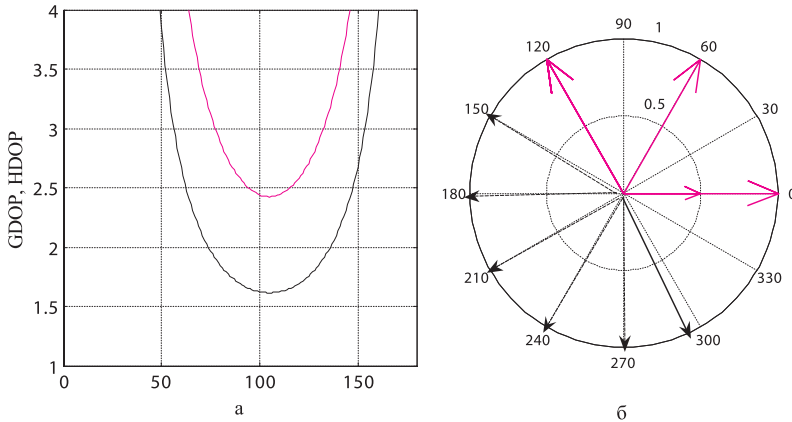


Рис. 6.43. Изменение геометрических факторов: а - зависимость при изменении угла азимута спутника 4 от 120 до 290 градусов; б - сектор изменения углов азимута

Опираясь на приведенные выше результаты, как на базовые, рассмотрим геометрические факторы для большего количества спутников. Потенциально, учитывая тенденции развития спутниковых систем, навигационный приемник может определять координаты по трем спутниковым системам - *GPS*, ГЛОНАСС и *GALILEO*. При полномасштабном развертывании этих систем в зоне видимости приемника в среднем может находиться 24 спутника. Оценим количественные значения геометрических факторов при числе спутников, используемых для расчета геометрических факторов, значительно большем четырех.

Результаты для 10 спутников изображены на рис. 6.44 при изменении углов видимости спутников от 30 до 15 градусов с шагом 5° и изменении углов азимута спутников по закону

$$Az_i = i \cdot Az_3, i = N - 2,$$

где N - число спутников.

На рис. 6.44 большие значения $GDOP$ ($HDOP$) соответствуют большим углам видимости спутников. Топология спутников (см. рис. 6.44) соответствует углу Az_3 , при котором $GDOP$ начинает принимать значения, меньшие четырех.

На рис. 6.45 изображены топологии 10 спутников для промежуточных значений углов азимута. Отметим, что на рис. 6.45а,б,в направления на спутники 60°, 120°, 90°, 240° совпадают. Т.е. с направлений 60° и 120° (рис. 6.45а); 90°, 180°, 270° (рис. 6.45б) приходят сигналы от 2 спутников, с направлений 0°, 120° и 240° (рис. 6.45в) - от трех спутников.

Топология, изображенная на рис. 6.45г, соответствует направлениям на 9 спутников, при которых $GDOP$ больше 4. Сопоставление результатов моделирования для 10 и 4 спутников позволяет заключить, что $GDOP$ и $HDOP$ для 10 меньше в 1.4 и 2.3 раза по

сравнению с 4 спутниками. Это уменьшение сохраняется и для топологий с совпадающими направлениями прихода сигналов. Кроме того, меньшие значения *GDOP* и *HDOP* имеют место в значительно широком изменении углов азимута.

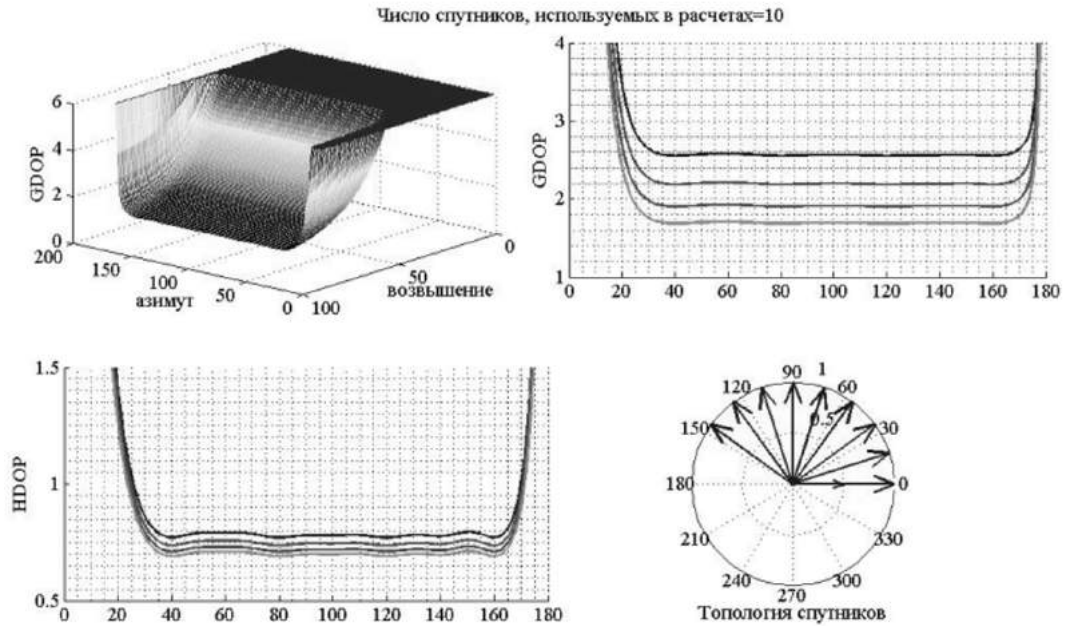


Рис. 6.44. Геометрические факторы 10 спутников
(рисунки в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 509)

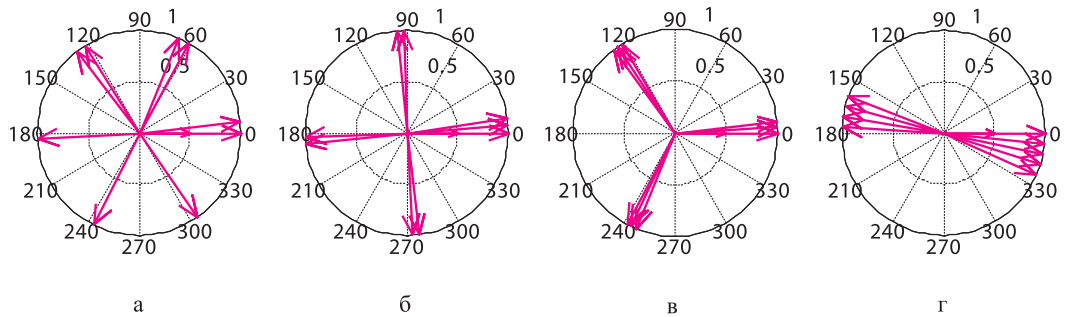


Рис. 6.45. Топологии 10 спутников:
а - угол азимута 60°; б - угол азимута 90°; в - угол азимута 120°; г - угол азимута 177°

Результаты моделирования геометрических факторов для 25 спутников приведены на рис. 6.46, а топология - на рис. 6.47.

Как следует из представленных результатов, качественно они аналогичны данным для 10 спутников, а количественно имеет место тенденция значительного уменьшения геометрических факторов.

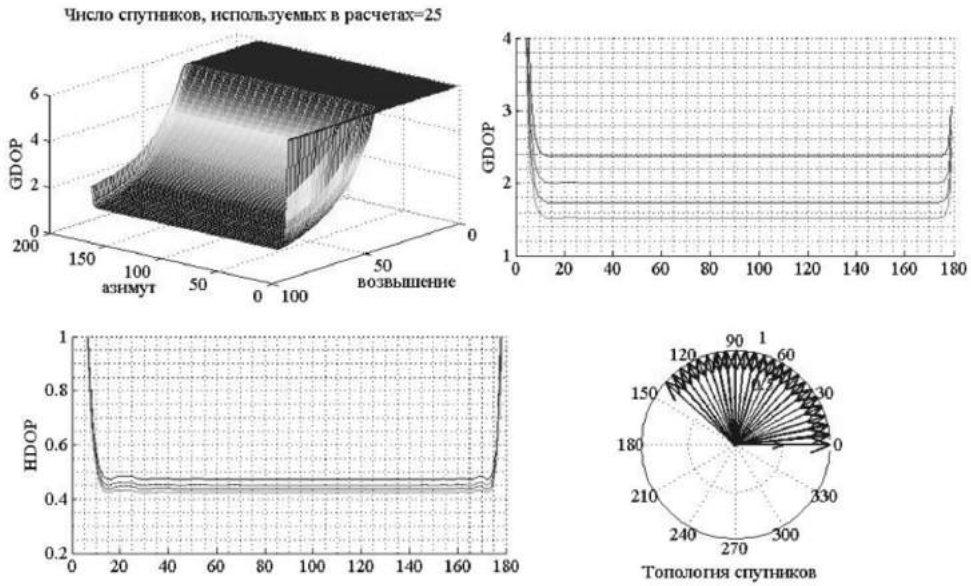


Рис. 6.46. Геометрические факторы для 25 спутников
(рисунок в многоцветном воспроизведении - см. приложение, стр. 510)

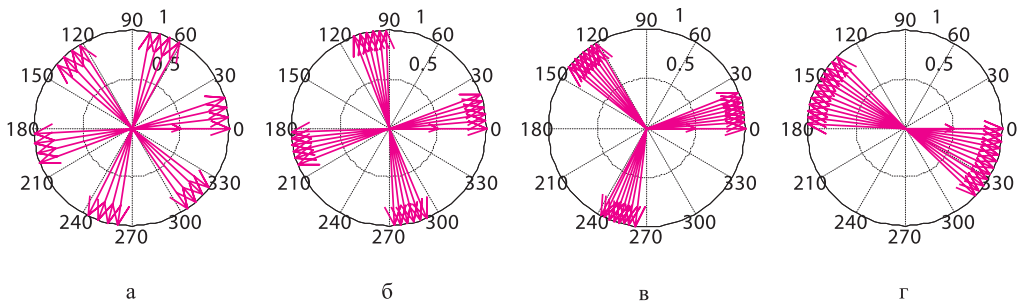


Рис. 6.47. Топология 25 спутников:
а - угол азимута 60°; б - угол азимута 90°; в - угол азимута 120°; г - угол азимута 178°

Листинг *m*-файла *DOP.m*

```

%Имя файла:DOP.m
%Файл предназначен для расчета геометрических факторов произвольного количества навигационных
%спутников
%Входные данные:
%n1- количество спутников при моделировании
%Выходные данные:
%GDOP- пространственно- временной геометрический фактор
%PDOP- пространственный геометрический фактор
%HDOP- геометрический фактор уменьшения точности в горизонтальной плоскости
max_rdor=6;%ограничение максимального значения при моделировании (может быть любое)
max_gdor=6;%ограничение максимального значения при моделировании (может быть любое)
max_hdor=6;%ограничение максимального значения при моделировании (может быть любое)
n1=10;% количество спутников при моделировании
dr= pi/180;%коэффициент перевода градусов в радианы
E=ones(n1,1);%матрица-столбец из единиц
E90=[ones(n1,1) * 90.1]';%угол видимости первого спутника
K = [0 0 1; (n1-2)];%матрица-строка (первые два нулевых элемента задают нулевые значения)
%углов азимута 1 и 2 спутников
    
```

```

K2 = [0 ones(1,(n1-1))];%вспомогательная матрица- строка для формирования углов возвышения
%всех спутников, кроме первого. Под углом возвышения понимается угол отсчитываемый от
%направления из точки
%наблюдения в зенит
i = 0;
for step_El=1:1:90;%цикл по углу возвышения
    i=i+1; cosEL= cos((E90 - K2 * step_El)*dr); sinEL = -sin((E90 - K2 *step_El)*dr)';
dcosEL=-diag(cosEL); j=0; El(i)=(i-1);
    for step_Az=1:1:179;%цикл по углу азимута
        j=j+1; cosAz=cos(step_Az*K*dr); sinAz= sin(step_Az*K*dr);
        % cosAz(3)=-0.5; %sinAz(3) =0.866; M1=[cosAz,sinAz]'; M2=dcosEL*M1;
G=cat(2,M2,sinEL,E);
P=inv(G'*G);%обращение матрицы
    % PDOP(i,j) = sqrt(P(1,1)+P(2,2)+P(3,3));%при расчете разблокировать
    GDOP(i,j) = sqrt(P(1,1)+P(2,2)+P(3,3)+P(4,4));
    %if PDOP(i,j) > max_p dop PDOP(i,j)=max_p dop;%при расчете разблокировать
        if GDOP(i,j) > max_g dop GDOP(i,j)=max_g dop;
    end;
    HDOP(i,j) = sqrt(P(1,1)+P(2,2));
    if HDOP(i,j) > max_h dop GDOP(i,j)=max_h dop;
    end;
end;% j
end;% i
str_n1 = num2str(n1);
%min(PDOP);%при расчете разблокировать
%Графика
subplot(2,2,1),
%subplot(1,2,1),%при расчете разблокировать
mesh(GDOP);
%axis([5 178 5 88 0 6])%при расчете разблокировать
t_title='Число спутников, используемых в расчетах' '=' str_n1];
title(t_title, 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman');
%grid minor%при расчете разблокировать
xlabel('азимут','FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
ylabel('возвышение', 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
xlabel('GDOP', 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
view (-140, 30)
subplot(2,2,2),
%subplot(1,2,2),%при расчете разблокировать
hold on
hLines=plot(1:179,GDOP(60:5:75:)),grid minor
%plot(1:179,GDOP(75:),1:179,HDOP(75:)),grid minor%при расчете разблокировать
ylabel('GDOP', 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
axis([0 180 1 4])
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
subplot(2,2,3),
hold on
hLines=plot(1:179,HDOP(60:5:75:)),grid minor
ylabel('HDOP', 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
axis([0 180 0.5 1.5])
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',12,'FontName','TimesNewRoman')
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
subplot(2,2,4), a=18*[1:1:n1-2 0 0]; Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2); hLines=compass(Az,y);
xlabel('Топология спутников', 'FontSize',12,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',12)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
%при расчете разблокировать

```

```

%{
%{
subplot(1,4,1), a=61*[1:1:n1-2 0 0];%формирование направлений по углу азимута
Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2);
hLines=compass(Az,y);
xlabel('a','FontSize',10,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',10)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
subplot(1,4,2), a=91*[1:1:n1-2 0 0];%формирование направлений по углу азимута
Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2);
hLines=compass(Az,y);
xlabel('б','FontSize',10,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',10)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
subplot(1,4,3),
a=121*[1:1:n1-2 0 0]; %формирование направлений по углу азимута
Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2);
hLines=compass(Az,y);
xlabel('в','FontSize',10,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',10)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
subplot(1,4,4),
a=178*[1:1:n1-2 0 0];%формирование направлений по углу азимута
Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2);
hLines=compass(Az,y);
xlabel('г','FontSize',10,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',10)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
subplot(1,5,5),
a=168*[1:1:n1-2 0 0];%формирование направлений по углу азимута
Az=mod(a,360) * pi/180;
%y=[1:1:n1];
E1=ones(1,n1-1); E2=[E1 0.5]; [Az,y] = pol2cart(Az,E2);
hLines=compass(Az,y);
xlabel('д','FontSize',10,'FontName','Times New Roman')
set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontName','TimesNewRoman','FontSize',10)
set (hLines,'LineWidth',1.5,'LineStyle','-')
%}
%}

```

БИБЛИОГРАФИЯ

1. Абалакин В.К. Основы эфемеридной астрономии. — М.: Наука, 1979. — 672 с.
2. Авиационная электросвязь. Приложение 10 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Радионавигационные средства — ИКАО. — Т.1, 2006.— 598 с.
3. Авиационные применения спутниковых приемников в условиях помех / А.И. Задорожный, Ю.А. Соловьев, М.А. Маркелов, Д.Н. Гордиенко // Материалы III Междунар. конф. «Навигация-2000». — М., 2000. — С. 138-142.
4. Адаптивные фильтры / Под ред. К.Ф. Коузана и П.М. Гранта. — М.: Мир, 1988. — 392 с.
5. Адаптивная компенсация помех в каналах связи / Под ред. Ю. И. Лосева — М.: Радио и связь, 1988. — 208 с.
6. Алексеева В., Лукин В., Мищенко Н. Перспективы использования американской навигационной системы НАВСТАР в системах управления // Зарубежное военное обозрение. -1980.— N 2.- С. 48 — 53.
7. Андерсон Э. Принципы навигации / Пер. с англ.; Под ред. В.Г. Денисова.- М.: Воениздат, 1968. — 312 с.
8. Антенны и устройства СВЧ. Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Д.И. Воскресенского. — М.: Радио и связь, 1994. — 592 с.
9. Ануфриев И.Е., Смирнов А.Б., Смирнова Е.Н. MATLAB 7. — СПб.: БХВ — Петербург, 2005.— 1104 с.
10. Астрономический ежегодник 1991. — Л.: Наука, Ленингр. отд-ние, 1991. — 692 с.
11. Астрономический ежегодник 1994. — Л.: Наука, СПб. отд-ние, 1994. — 704 с.
12. Астрономический календарь. Постоянная часть / Под ред. В.К. Абалакина. — М.: Наука, 1981. — 704 с.
13. Бабак В.П., Конін В.В., Харченко В.П. Супутникова радіонавігація. — К.: Техніка, 2004. — 328 с.
14. Бабак В.П., Скалько Я.И., Харченко В.П. Основные направления внедрения спутниковых технологий для повышения эффективности воздушного транспорта Украины // Косм. наука і технологія. — 2001.- Т.7, №4.— С. 17 — 21.
15. Бабак В.П., Харченко В.П., Зайцев Ю.В. Англо-російсько-український тлумачний словник до МЕГАмодульного навчального комплексу „Аеронавігація”. — К.: Книжкове вид-во НАУ, 2007.— 328 с.
16. Бадалов А.Л., Михайлов А.С. Нормы на параметры электромагнитной совместимости РЭС: Справочник. — М.: Радио и связь, 1990. — 272 с.
17. Бородич С.В. ЭМС наземных и космических радиослужб, критерии, условия и расчет. — М.: Радио и связь, 1990. — 272 с.
18. Борушко Ю.М., Загоруйко В.В., Конин В.В. Особенности использования в авиации Украины спутниковой навигации // Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». — Севастополь, 1998. — Т.1. — С. 307 — 309.
19. Борушко Ю.М., Загоруйко В.В., Конин В.В. Перспективы и проблемы контрольно-корректирующих станций для обеспечения точных заходов на посадку //Матеріали II Міжнар. наук.-техн. конф. «AVIA-2000». — К.:НАУ, 2000. — С. 17.23 — 17.25.
20. Вартакесян В.А. Радиоэлектронная разведка. — М.: Военное изд-во, 1991. — 254 с.
21. Вуллард Э. Теория вращения Земли вокруг центра масс /Пер.с англ. — М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1963. — 366 с.
22. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. — М.: Наука, 1967.— 575 с.
23. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ, редакция 5.0). — М.: Координационный научно-информационный центр РФ, 2002. — 57 с.
24. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ, редакция 5. 1). — М.: Координационный научно-информационный центр РФ, 2008. — 57 с.
25. Глобальный аэронавигационный план применительно к системам CNS/ATM (Doc 9750).— ICAO.
26. ГЛОНАСС: Глобальная спутниковая радионавигационная система / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. — М.: ИПРЖР, 1998. — 399 с.
27. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. — М.: Радиотехника, 2005. — 687 с.
28. Гордиенко Д.Н. Возможности использования адаптивных антенных решеток для повышения помехоустойчивости аппаратуры спутниковых радионавигационных систем // Новости навигации. — М.: НЦ «Интернавигация». — 2001. — N1.
29. Гостев В.И., Конин В.В., Мацепура. Линейные многоканальные устройства сверхвысоких частот. — К.: «Радіоаматор», 1997. — 315 с.
30. Гофман-Велленгоф Б., Ліхтенеггер Г., Коллінз Д. Глобальна система визначення місцеположення (GPS): Теорія і практика/ Пер. з англ.; За ред. акад. Я.С. Яцківа. — К.: Наук. думка, 1996. — 391 с.
31. Гофман-Велленгоф Б, Легат К., Візер М. Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Пер. з англ.; За ред. акад. Я.С. Яцківа.- Львів: Львівський нац ун-т, 2006. — 443 с.
32. Гук М. Аппаратные средства IBM PC. — СПб: Питер, 2000. — 740 с.
33. Гук М. Интерфейсы ПК. — СПб.: Питер, 1999. — 576 с.
34. Гуткин Л.С., Пестряков В.Б., Типугин В.Н. Радиоуправление. — М.: Советское радио, 1970 — 324 с.

35. Дополнение А к письму государствам AN/1-99/95. – ИКАО. – 3 с.
36. Дубинко Ю.С., Дубинко Т.Ю. О мониторинге целостности в приемниках спутниковой навигации (RAIM) и мониторинге качества сигнала (SQM) // Новости навигации. – М.: НЦ «Интернавигация». – 2001. – №4. – С. 13-17.
37. Дубошин Г.Н. Небесная механика: Основные задачи и методы. – М.: Наука, 1975. – 799 с.
38. Дятлов А.П., Володин А.В., Дятлов П.А. Радиоподавление канала слежения за задержкой навигационного сигнала в аппаратуре потребителя системы «Навстар» при постановке организованных шумовых помех и гармонических помех // Радиотехника. – 2005. – №10.
39. Дьяконов В.П. MATLAB 6/6.1/6. 5+ Simulink 4/5. Основы применения. Полное руководство пользователя. – М.: СОЛОН Пресс, 2002. – 768 с.
40. Дьяконов В.П. MATLAB 6. 5 SP1/7. 0 + Simulink 5/6. Обработка сигналов и проектирование фильтров. – М.: СОЛОН Пресс, 2005. – 576 с.
41. Дэбин Дж., Харман Т. Simulink 4. Секреты мастерства / Пер. с англ. М.Л. Смирнова. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2003. – 403 с.
42. Ефименко В.С., Харисов В.Н. Потенциальные характеристики адаптации пространственно-временной обработки для СРНС // Радиотехника. – 2002. – №7. – С. 82–87.
43. Ефименко В.С., Харисов В.Н. Эффективность пространственной обработки для СРНС // Радиотехника. – 2002. – №7. – С. 88–92.
44. Ефремов Ю.Г., Конин, В.В. Черешнюк М.Т. Использование пространственной селекции помех в работе приемников радионавигационных спутниковых систем // Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». – Севастополь, 1998. – Т.1. – С. 310 – 312.
45. Жалило А.А., Кондратюк В.М. Спутниковый высокоточный дифференциальный VBS&HP-сервис компании FUGRO/OMNISTAR BV: технологии GPS-местопределения и их характеристики // Сборник трудов 2-го Междунар. радиоэлектронного форума «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития». Междунар. конф. по системам локации и навигации. – Харьков: ХНУРЭ. – 2005. – Т.2. – С. 516 – 519.
46. 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.
47. Жалило А.А., Яковченко А.И. Способ реализации относительных геодезических определений по сигналам GPS/ГЛОНАСС с использованием float-обработки фазовых наблюдений // Радиоэлектроника. – 1999. – Т. 42, №12. – С. 55 – 61.
48. Журавлев А.К., Лукошко А.П., Поддубный С.С. Обработка сигналов в адаптивных антенных решетках. Л.: Изд-во Ленинградского у-та, 1983. – 240 с.
49. Заблоцкий М.А., Ковалевский Э.А., Конин В.В. Возможности цифровой обработки сигналов в системах спутниковой радионавигации // Материалы 8-й Междунар. Крымской конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». – Севастополь, 1998. – Т.1. – С. 304 – 306.
50. Загоруйко В.В., Конин В.В. Обеспечение точных заходов на посадку методами спутниковой навигации // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т.7, № 4. – С. 25 – 30.
51. Загоруйко В.В., Конин В.В. Спутниковые навигационные системы // Деньги и технологии. – 2000, №4. – С. 60 – 63.
52. Загоруйко В.В., Конин В.В., Луговский В.В. Инвестиции в спутниковую навигацию – инвестиции в будущее // Тр. междунар. науч.-практ. конф. «Современные информационные и электронные технологии». – Одесса, 2000. – С. 8.
53. Зарубежный опыт создания и применения систем FIS (Flight Inspection Systems) для контроля характеристик и сертификации авионики и аэронавигационного обеспечения воздушных судов с использованием DGPS (DGNSS) подсистем / В.П. Харченко, А.А. Жалило В. В. Конин, В.М. Кондратюк // Матеріали VI Міжнар. наук.-техн. конф. – К.: НАУ, 2004. – Т. 2. – С. 21.17 – 21.23.
54. Зигель Ф.Ю. Сокровища звездного неба: Путеводитель по созвездиям и Луне. – М.: Наука, 1980. – 312 с.
55. Иванов М.П., Кашинов В.В. Экспериментальная проверка помехозащищенности американской спутниковой навигационной системы GPS, Internet (Кашинов В.В.)
56. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. – М.: «Дрофа», 2004. – 544 с.
57. Иглин С.П. Математические расчеты на базе MATLAB. – СПб.: БХВ – Петербург, 2005. – 640 с.
58. Инженерный справочник по космической технике / Под общ. ред. А.В. Солодова. – М.: Воениздат, 1969. – 696 с.
59. Кетков Ю.Л., Кетков А.Ю. MATLAB 6. x: программирование численных методов. – СПб.: БХВ-Петербург, 2004. – 672 с.
60. Класифікація конфліктних ситуацій між літальними апаратами та вибір зон небезпеки / В.П. Харченко, О.Г. Кукуш, Є.А. Бабак, С.А. Закора // Вісн. НАУ. – 2002. – № 3. – С. 79–88.
61. Ковалевський Е.О., Конін В.В., Погурельський О.С. Використання сигналів різних частот супутника для підвищення точності навігаційних визначень // Вісник НАУ. – 2008. – №1. С. 8–11.
62. Ковалевський Е.О., Конін В.В., Харченко В.П. Адаптивна антена радіонавігації // Патент на винахід № 85225. – 2009. – Бюл. №1.
63. Ковалевский Э.А., Конин В.В. Адаптивная антенна контрольных станций спутниковых навигационных систем // Материалы 9-й Междунар. Крымской конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». – Севастополь, 1999. – Т. 1. – С. 161–163.

64. Ковалевский Э.А., Конин В.В. Антенная система с адаптацией на основе прогноза о сигнально-помеховой обстановке. // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21.17—21.20.
65. Ковалевский Э.А., Конин В.В. Пространственная адаптивная антенная решетка спутниковой радионавигации // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа-2007». — К.: НАУ, 2007. — С. 21.14—21.17.
66. Конин В.В., Кони́на Л.А. Спутниковые системы навигации. Лабораторный практикум на компьютере. — М.: ФГУ ГНИИ «Информатика» (Электронная библиотека федеральных образовательных порталов), 2008. — Рег. №90-01/001. — 287 с.
67. Конін В.В., Кученко О.В. Методика оцінки параметрів цілісності авіаційною контрольно-корегувальною станцією // Вісник Інженерної академії України.— 2009. — вип. 1. — С. 12—17.
68. Конін В.В., Савчук О.С. Модель сигналу системи GALILEO з новим типом модуляції BOC // Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа-2009». — К.: НАУ. — 2009. — Т.1. — С.7.21—7. 24.
69. Конин В.В. Волноводный квазиэллиптический фильтр на двухмодовых резонаторах с максимальной крутизной амплитудно-частотной характеристики // Радиоэлектроника. — 1999. — Т.42, № 11. — С. 54—59.
70. Конин В.В. Моделирование GNSS-антенн контрольно-корректирующих станций // Материали II Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2000». — К.: НАУ, 2000. — С. 15.21 — 15.23.
71. Конин В.В., Погурельский А.С. Исследование совместного применения систем GALILEO и GPS // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2006». — К.: НАУ. — 2006. — С. 21. 9 — 21. 12.
72. Конин В.В., Севрук А.А. Кодек канала передачи данных для авиационных пользователей // Материали IV Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2002». — К.: НАУ, 2002. — С. 19.25 — 19.27.
73. Конин В.В., Ситак В.А. Концепция создания и развития подсистемы спутникового радионавигационного обеспечения в составе единой спутниковой системы передачи информации // Радиоэлектроника. — 1999. — Т. 42, №12. — с. 34—39.
74. Конін В.В., Мелкумян В.Г., Сушич О.П. Оцінювання доступності супутникових навігаційних систем // Проблеми інформатизації та управління. Збірник наукових праць.— К.: НАУ. — 2005. — вип. 12. — С. 90 — 93.
75. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. — М.: Наука, 1968. — 720 с.
76. Коррекция зонда возбуждения микрополосковых антенн // Радиотехника СВЧ: ЭИ ВИНТИ. — 1992. — №10. — С. 2—7.
77. Косенко Г.Г., Харченко В.П., Кукуш А.Г. Выбор порогов в многоальтернативном последовательном правиле для заданного среднего риска // Радиоэлектроника. — 1996. — Т. 39, №8. — С. 59—64.
78. Кошевой А.А. Перспективы развития морской навигации в Украине с использованием радионавигационных технологий в рамках Европейского сотрудничества // Косм. наука і технологія. — 2001. — Т.7, №4. — С. 31 — 37.
79. Кривовяз А.Т. Проблемы оптимального выбора навигационного оборудования // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21. 80 — 21. 84.
80. Кулюкин В.А. Перспективное оборудование авиационного назначения, разрабатываемое и изготавливаемое на ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ» // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21. 96 — 21. 99.
81. Лебедев М. ГЛОНАСС как средство высокоточной передачи координированного всемирного времени UTC. . — М.: Координационный научно-информационный центр РФ, 1997. — 4 с.
82. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. — М.: Вузовская книга, 2006. — 288 с.
83. Лукьяненко Н.В. Особенности навигационных приемников GNSS для авиации // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21. 104 — 21. 107.
84. Лукьяненко Н.В., Капризов С.Н. Разработка приемника GALILEO для обеспечения SOL навигации в рамках европейского проекта GIRASOLE // Материали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «АВІА-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21. 100 — 21. 103.
85. Макаренко Б.И., Горб А.И. Применение технологий глобальных спутниковых навигационных систем на наземном транспорте // Косм. наука і технологія. — 2001. — Т.7, №4. — С. 51 — 60.
86. Манин А.П., Романов Л.М. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.— 1989, №1.— С. 33—45.
87. Материали междунар. конф. на CD-дисках (ION 98 — ION 2008). — Wash.: Institute of Navigation.
88. Маркелов М.А. О результатах испытаний авиационных приемников GPS и ГЛОНАСС на помехоустойчивость // Доклад на заседании научно-технического координационного совета по проблемам спутниковых систем посадки ГОСНИИ «Аэронавигация», 11.11.1997.
89. Машбиц Л.М. Компьютерная картография и зоны спутниковой связи. — М.: Радио и связь, 2000. — 256 с.
90. Методики экспериментальной оценки навигационных характеристик широкозонных функциональных дополнений / В.П. Харченко, А.А. Жалило, В.В. Конин, В.М. Кондратюк // Материали VI Міжнар. наук.-техн. конф. — К.: НАУ, 2004. — Т.2.— С. 21.10 — 21.16.
91. Микроволновые технологии в телекоммуникационных системах / В.П. Бабак, М.Е. Ильченко, Т.Н. Нарытник и др. — К.: Техніка, 2000. — 298 с.
92. Микроэлектронные устройства СВЧ / Н.Т. Бова, Ю.Г. Ефремов, В.В. Конин и др. — К.: Техніка, 1984. — 184 с.
93. Мищенко И.Н. Морская дифференциальная подсистема СНС // Радиотехника. — 2002. — №7. — С. 93 — 105.
94. Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки / Пер. с англ.; Под ред. В.А. Лексаченко. — М.: Радио и связь, 1986. — 446 с.

95. Мониторинг спутниковых систем GPS та EGNOS / В.П. Харченко, В.В. Конин, А.С. Погурельский, А.П. Сушич // Авиационно-космическая техника и технология. Научно-технический журнал. — Харьков: ХАИ. — 2005. — Вып. 7 (23). — С. 250 — 259.
96. Монтенбрук О., Пфлегер Т. Астрономия на персональном компьютере / Пер. с англ. А. Сергеева, А. Теплова. — СПб.: ПИТЕР, 2002. — 320 с.
97. Морелос-Сарагоса Р. Искусство помехоустойчивого кодирования. Методы, алгоритмы, применение / Пер. с англ. В.Б. Афанасьева. — М.: Техносфера, 2005. — 320 с.
98. Мориц Г., Мюллер А. Вращение Земли: Теория и наблюдение / Пер. с англ. — К.: Наук. думка, 1992. — 365 с.
99. Навигация / Ю.К. Баранов, М.И. Гаврюк, В.А. Логиновский, Ю.А. Песков. — СПб.: Изд-во «Лань», 1997. — 512 с.
100. Наземное региональное дополнение в системах CNS/ATM / В.В. Конин, В.В. Загоруйко, Я.И. Скалько, В.П. Харченко // Матеріали IV Міжнар. наук.-техн. конф. «ABIA-2002». — К.: НАУ, 2002. — С. 21 — 26.
101. Национальный план для систем CNS/ATM: Инструктивный материал. Циркуляр 278-AN164. — ICAO, 2000. — 174 с.
102. Новая эра национальных систем УВД // Аэрокосмический курьер. — 2000. — № 5. — С. 37.
103. Новиков Ю.В., Калашников О.А., Гуляев С.Э. Разработка устройств сопряжения для персонального компьютера типа IBM. — М.: ЭКОМ, 2000. — 222 с.
104. Обработка сигналов в радиотехнических системах ближней навигации / Г.А. Пахолков, Г.Е. Збрицкая, Ю.Т. Криворучко и др. — М.: Радио и связь, 1992. — 256 с.
105. Обслуживание воздушного движения. Приложение 11 к Конвенции о Международной гражданской авиации — ICAO, 2001. — 99 с.
106. Овчаренко Л.А., Поддубный В.Н. Помехоустойчивость приема фазоманипулированных сигналов на фоне наиболее неблагоприятных помех // Радиотехника. — 1992. — №7 — 8. — С. 13—19.
107. Одиннадцатая аэронавигационная конференция // Монреаль, 22 сентября — 3 октября. — 2003.
108. Одуан К. Измерение времени. Основы GPS. — М.: Техносфера, 2003. — 400 с.
109. Орел А.В. Определение целостности радионавигационного сигнала в мультисистемном навигационном приемнике СНС // Матеріали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «ABIA-2006». — К.: НАУ, 2006. — С. 21. 92 — 21. 95.
110. Палий А.И. Радиоэлектронная борьба. — М.: Воениздат, 1989. — 349 с.
111. Панченко Б.А., Е.И. Нефедов. Микрополосковые антенны. — М.: Радио и связь, 1986. — 144 с.
112. Погурельський О.С., Конін В.В. Дослідження ефективності навігаційних визначень при використанні систем GPS та ГЛОНАСС // Матеріали IX Міжнар. наук.-техн. конф. «Авіа-2009». — К.: НАУ. — 2009. — Т1. — С.7.25—7. 28.
113. Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов (Doc 8168—OPS/611). — ICAO, — Т1, Т2, 2006. — 1111 с.
114. Проблемы антенной техники / Под ред. Л.Д. Бахраха, Д.И. Воскресенского. — М.: Радио и связь, 1989. — 368 с.
115. Прокис Джон. Цифровая связь / Пер. с англ.; Под ред. Д.Д. Кловского — М.: Радио и связь, 2000. — 800 с.
116. Прокопюк В.С. Интегрированный приемник GALILEO/GPS/GLONASS/SBAS для создания аппаратуры «SAFETY of LIFE» // Матеріали VII Міжнар. наук.-техн. конф. «ABIA-2006». — К.: НАУ, 2006. — Т I — С 21. 85 — 21. 91.
117. Работает ли GPS в Афганистане? // Computerworld / Україна, 14.11.2001 #41(344).
118. Радіонавігаційний план України: Посібник / За ред. д-ра техн. наук А.А. Кошового. — К.: КВІЦ, 2002. — 77 с.
119. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под общей ред. А.С. Винницкого. — М.: Радио и связь, 1993. — 326 с.
120. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник / Под ред. Я.Д. Ширмана. — М.: ЗАО «МАКВИС», 1998. — 828 с.
121. Райс Дж. Матричные вычисления и математическое обеспечение. — М.: Мир, 1984. — 264 с.
122. Резолюция Международной морской организации (ИМО) А. 915 (22). Пересмотренные требования мореплавания в отношении будущей Глобальной навигационной спутниковой системы. — Принята 29. 11. 2001. — 36 с.
123. Рубинштейн Д.Н. Надежность и навигационная безопасность плавания в различных условиях. Учеб. пособие. — Владивосток: Дальневосточная государственная морская академия им. адмирала Г.И. Невельского, 2001. — 112 с.
124. Руководство по всемирной геодезической системе WGS-84 (Doc. 9674 — AN/946) — ICAO, 2002. — 149 с.
125. Руководство по требуемым навигационным характеристикам (RNP) (Doc. 9113 — AN/937) — ICAO, 1999. — 46 с.
126. C++: Язык программирования. — М.: Научно-производственная фирма И.В.К. — Софт, 1991. — 315 с.
127. Сазонов Д.М. Антенны и устройства СВЧ. — М.: Высш. шк., 1988. — 431 с.
128. Сверхбольшие интегральные схемы и современная обработка сигналов / Под ред. С. Гуна, Х. Уайтхауса, Т. Кайла. — М.: Радио и связь, 1989. — 472 с.
129. Седж Э.П., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. — М.: Связь, 1976. — 496 с.

130. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. – СПб.: Питер, 2007. – 750 с.
131. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В.С. Шебшаевича. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
132. Система геодезических параметров Земли (ПЗ-90): Справочный документ / Под ред. В.В. Хвостова. – М.: Координационный научно-информационный центр РФ, 1998. – 37 с.
133. Система космического навигационно-временного обеспечения Украины: состояние и перспективы / А.П.Верещак, П.А. Кот, В.А. Козлов, Е.И. Махонин, К.Ф. Волох // Косм. наука і технологія. – 2001 – Т.7, №4. – С. 12–16.
134. 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.
135. Скорик Е.Т. Новая спутниковая радионавигационная система ГАЛИЛЕО // Радиоаматор. – 2006, №10. – С. 53– 56.
136. Скорик Е.Т., Крюков. А.В. Адаптивная компенсация помех в спутниковых радионавигационных системах // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т 4. – С. 126 – 132.
137. Советский энциклопедический словарь / Гл. редактор А.М. Прохоров. – М.: «Советская энциклопедия», 1987. – 1600 с.
138. Современная радиолокация (анализ, расчет и проектирование систем) / Пер. с англ.; Под ред. Ю.Б. Кобзарева. – М.: Советское радио, 1969. – 704 с.
139. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: ЭКО – ТРЕНДЗ, 2000. – 268 с.
140. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения. – М.: ЭКО–ТРЕНДЗ, 2003. – 326 с.
141. Способы и средства оценки тактико-технических характеристик широкозонных функциональных дополнений / В.П. Харченко, А.А. Жалило, В.В. Конин, В.М. Кондратюк // Матеріали VI Міжнар. наук.-техн. конф. – К.: НАУ. – 2004. – Т 2. – С. 21.17 – 21.23.
142. Справочник офицера противоракетной обороны. / Г.В. Зимин, С.К. Бурмистров, Б.М. Букин и др. – М.: Воениздат, 1987 – 512 с.
143. Справочник по антенной технике / Л.Д. Бахрах, Л.С. Бенинсон, Е.Г. Зелкин и др. – М.: ИПРЖ, 1997. – 256 с.
144. Справочник по спектру радиочастот для нужд гражданской авиации. (Doc 9718-AN/957). – ИКАО, 2000. – 224 с.
145. 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.
146. Столлинге В. Беспроводные линии связи и сети / Пер. с англ.; Под общей ред. А. В. Назаренко. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. – 640 с.
147. Судовые комплексы спутниковой навигации / П.С. Волосов, Ю.С. Дубинко, Б.Г. Мордвинов, В.Д. Шинков. – Л.: Судостроение, 1976. – 248 с.
148. Тенденции развития спутникового радионавигационного обеспечения авиации по международным документам / Б.В. Бондаренко, Ю.Г. Ефремов, В.В. Конин и др. // Матеріали 8-й Міжнарод. Крымської конф. «СВЧ-техніка і телекомунікаційні технології». – Севастополь, 1998. – Т.1. – С. 313–316.
149. Титов Е.П., Носов Н. А. Воздушная радионавигация. – М.: Воениздат, 1940. – 268 с.
150. 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.
151. Уайндер С. Справочник по технологиям и средствам связи / Пер. с англ. О.М. Субина, Н.И. Баяндина. – М.: Мир, 2000. – 429 с.
152. Українська мережа станцій космічної геодезії та геодинаміки/За ред. акад. Я.С. Яцківа. – К.: Компанія ВАТІТЕ, 2005. – 60 с.
153. Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Д.И. Воскресенского. – М.: Радиотехника, 2003. – 632 с.
154. Уязвимость спутниковых навигационных систем при воздействии непреднамеренных и преднамеренных помех и перспективы повышения надежности координатно-временного обеспечения / В.С. Жолнеров, С.П. Зарубин, С.Б. Писарев, В.М. Царев // Новости навигации. – М.: НЦ «Интернавигация». – 2004. – №1. – С. 21 – 33.
155. Харченко В.П. Майбутнє аерокосмічних систем і керування транспортом // Вісник КМУЦА. – 1999. – №2. – С. 166 – 179.
156. Харченко В.П. Оптимізація конфігурації інформаційного поля аеронавігаційної системи // Вісн. КМУЦА. – 2000. – №1–2. – С. 8 – 14.
157. Харченко В.П., Косенко Г.Г. Многоальтернативный последовательный метод в задачах ситуационного анализа воздушной обстановки, моделирование радиоэлектронных систем комплексов обеспечения полетов // Сб. науч. тр. – К.: КМУГА. – 1996. – С. 3 – 10.
158. Харченко В.П., Косенко Г.Г., Кукуш А.Г. Байесовская теория совместного разрешения, обнаружения, оценивания и распознавания сигналов // Радиотехника. – 1994. – Т.37, № 3. – С. 52 – 59.
159. Харченко В.П., Сібрук Л.В., Алексєєв В.М. Визначення показників якості функціонування супутникових систем посадки повітряних кораблів // Вісн. Центр. наук. центру Транспортної академії України. – 1999. – Вип. 2. – С. 56 – 59.
160. Цикалова Е.Г. Анализ отчета министру транспорта США «Радионавигационные системы: Стратегия инвестиций» // Новости навигации. – М.: НЦ «Интернавигация». – 2004. – № 2. – С. 39– 49.
161. Цыбульский В.В. Календари и хронология стран мира. – М.: Просвещение, 1982. – 128 с.

162. Черемшинський М.Д. GPS-технології в геодезичній практиці // Косм. наука і технологія. – 2001. – Т.7, №4. – С. 61 – 69.
163. Ярлыков М.С., Пригонюк М.Д. Анализ точности и помехоустойчивости субоптимальных алгоритмов функционирования бортового навигационно-посадочного комплекса путем статистического компьютерного моделирования // Радиотехника. – 2002. – №7. – С. 12 – 21.
164. Яценков В. С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS, NAVSTAR и ГЛОНАСС. – М.: Горячая линия-Телеком, 2005. – 272 с.
165. A Comprehensive Ionosphere Storm Data Analysis Method to Support LAAS Threat Model Development / A. Ene, D. Qiu, M. Luo, S. Pullen, P. Enge // ION NTM 2005. – 2005. – P. 110 – 130.
166. Aerospace Power Chronicles – Contributor's Corner // www.airpower.au.mil.– 2003. – 11 p.
167. A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) – The Australian Proposal / G.K. Crosby, D.K. Kraus, W.S. Ely, T.P. Cashin, K.W. McPherson, K.W. Bean, J.M. Stewart, Dr. B.D. Elrod // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000.– P. 713 – 721.
169. Aloï D.N, Kiran S. Failure Analysis of LAAS Integrated Multipath Limiting Antennas Using High-Fidelity Electromagnetic Models // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P. 2303 – 2315.
170. Analyses of WAAS Performance in Iceland and at High Latitudes in the NAT area, Icelandic Civil Aviation Administration and Innovative Solutions International, December.– :// www.caa.is/gps/waas.htm.– 1999
171. An Overview of the National Aerospace System (NAS) Architecture: Version 4. – January, 1999 // www.faa.gov.htm. – 9 p.
172. A Preliminary Comparison Between WAAS and LAAS Flight Test Results During Cat 1 Instrument Approaches to Landing Using Cat A, B, and C Aircraft / J. Fagan, W. Ross, B. Billman, G. McCartor. // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002.– P. 1966 – 1974.
173. Array Evolution for United States Navy Airborne Applications Four–Element Adaptive/ D. Willia ms, S. Clark, J. Cook, P. Corcoran, S. Spaulding// Proceedings of ION GPS 2000.– 2000. – P. 2523 –2532.
174. Assessment of EGNOS Tropospheric Correction Model / A.H. Dodson, W. Chen, H.C. Baker, N.T. Penna, G.W. Roberts, R.J. Jeans, J. Westbrook // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 1401 – 1407.
175. Babak V.P., Ilichenko M.E., Naritnik T.N. Microwave technologies in telecommunication system. – К.: Техніка, 2002. – 326 p.
176. Babak V., Kharchenko V., Kukush A. Classification of conflict situations between aircraft by automatic dependent surveillance information // International conference SENSOR & SYSTEMS. –2002. – V. III – P. 107 – 109.
177. Bazarov Y. Introduction to Global Navigation Satellite System // AGARD LS. – 1996.– P.1 (1–21).
178. Benedicto J., Michel P., Ventura–Travest J. EGNOS – Project Status Overview // Aerospace Europe Journal. – 1999. – V.1, № 1. – P. 58 – 64.
179. Besser J. Integrated GPS/GLONASS User Equipment // AGARD LS 207. – 1996.– P.3 (1–28).
180. Bisnath S., Wells D., Dodd D. Evaluation of Commercial Carrier Phase–Based WADGPS Services for Marine Applications // Proceedings of the Institute of Navigation GPS/GNSS 2003. – 2003. – P. 17 – 27.
181. Bogen H.A. Geometric Performance of the Global Positioning System. – SAMSO-TR-74-169, AD-783210.– 1974. – 116 p.
182. Braff R. Missed Detection Probability Requirements for LAAS Integrity Monitoring of Ranging Sources // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999.– P. 663 – 670.
183. Braff R., Shively C.A. Method of Over Bounding Ground-Based Augmentation System (GBAS) Heavy Tail Error Distributions // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P.2709 – 2809.
184. Brenner M. Integrated GPS LAAS/Inertial Guidance System Using Multiple Kalman Filters // Proceedings of ION GPS 1999.– 1999. – P. 681 – 690.
185. Brenner M., Kline P., Reuter R. Performance of a Prototype Local Area Augmentation System (LAAS) Ground Installation // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002.– P. 39 – 50.
186. Brown A., Reynolds D. I. Miniaturized GPS Antenna Array Technology // Proceedings of ION GPS 1999.– 1999. – P. 777 – 785.
187. Brown, R.G.A Baseline. GPS RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods // Navigation. – 1992. – Vol. 39, No. 3. – P.301 – 16.
188. Bowen, R. GPS Control Systems Accuracies. Global Positioning System Papers // Institute of Navigation. – 1986.–Vol. III.– P. 241 – 247.
189. Carver K.R., Mink J.N. Microstrip Antenna Technology // IEEE Trans. Antennas and Propag. – 1981. – Vol.29, N1. – P. 2 – 24.
190. Characterizing the Effects of Ionospheric Divergence and Decorrelation on LAAS / B. Pervan, S. Pullen, J. Andreacchi, P. Enge // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 653 – 661.
191. Computer – Aided System of Navigation Systems Accessibility Forecasting / V.V. Konin, O.P. Sushich, D. Babeychuk, S.V. Vodopianov // Proceedings the Second World Congress “Aviation in the XXI-st Century». – Kyiv.: NAU. – 2005. – P. 3.57 – 3.61.
192. 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.– P. 228.
193. Decimeter Accuracy. NASA's Global DGPS for High-precision Users / R.J. Muellerschoen, Y.E. Bar-Sever, W.I. Bertiger, D.A. Stovers // . GPS World. . – 2001. – P. 14 – 20.

194. Decimeter-level real-time carrier phase positioning using satellite link / D. Lapucha, R. Barke, L. Ott, T.E. Melgerd, O. Шрпен, H.Zwaan // Proceedings of the Institute of Navigation ION 2001.– 2001. – P. 1624 – 1630.
195. Decimetre Network Performance. OmniSTAR HP // The European Navigation Conference GNSS. – 2004. – P. 1.
196. Development of the LAAS Accuracy Models / Dr. G.A. McGraw, T. Murphy, M. Brenner, Dr. S. Pullen, Dr. A.J. Van Dierendonck // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 1212 – 1223.
197. Dixon K.A Global Satellite Based Augmentation System: Starfire – Real time Decimetre Accuracy // The European Navigation Conference GNSS. – 2003.– P. 1 – 12.
198. Effects of GNSS Antenna Design on GBAS Accuracy and Availability / S. Rowson, K. McGahee, P. Calmejane, C. Dupouy // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1689 – 1699.
199. Ephemeris Protection Level Equations and Monitor Algorithms for GBAS / S. Pullen, J. Lee, M. Luo, B. Pervan, F.–Ch. Chan, L. Gratton // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1738 – 1749.
200. Estimation of Accuracy of EGNOS System Test Bed (ESTB) Car Navigation in Central European Countries in 2002 / S. Oszczak, A. Cieccko, M. Bakula, D. Popielarczyk, J. Balint, G. Manzoni, R. Cefalo // The European Navigation Conference. – 2003. – paper 222. – P. 1 – 12.
201. Experimental and Theoretical Results on the LAAS Sigma Overbound / Ir. Sayim, B. Pervan, S. Pullen, P. Enge // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 29 – 38.
202. Experimental GBAS Performance at the Approach Phase/ S. Saitoh, S. Fukushima, T. Yoshihara, N. Fujii // ION-NTM-2003.– 2003. – 10 p.
203. Experimental Observations and Integrity Monitor Applications of LAAS IMLA Carrier Phase Measurements / L. Gratton, S. Khanafseh, B. Pervan, S. Pullen, S.J. Warburton, W.J. Hughes. // Proceedings of ION GNSS 2004. – 2004. – P. 2259 – 2270.
204. Falcone K. Dimos G., Yang Ch.. Small Affordable Anti–Jam GPS Antenna (SAAGA) Development // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 1149 – 1156.
205. Federal Radionavigation Plan. – U.S.: Washington – Department of Defense, Department of Homeland Security, and Department of Transportation, 2008.– 184 p.
206. Flight and Landing Trials with a combined DGPS/DGLONASS/INS System for high Dynamic Maneuvers and Precisions Landings / Windl J. Gotz S., Beerhold J. R., Hullenkremer M, Hurra K. Zenz H.– P., Munster S. Nagel A., Richert, Dr. W // Proceedings of ION GPS 1998. – 1998. – P. 2043 – 2051.
207. Four-Element Adaptive Array Evaluation for United States Navy Airborne Applications / D. Williams, S. Clark, J. Cook etc. // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 2523 – 2532.
208. Frisk G. Operational Benefits Using Ground Based Regional Augmentation System // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 753 – 765.
209. Galileo Open Service. Signal In Space Interface Control Document (OS SIS ICD D/0) / European Space Agency, Galileo Joint Undertaking, 2006. – 192 p.
210. Gauthier L., Michel P., Ventura-Traveset J. EGNOS – The First European Implementation of GNSS // European Navigation Conference GNSS 2003. – 2003.– 11 p.
211. GBAS Implementation Challenges: Positive Elevation Angle Multipath and More / G. Berz, M. Scaramuzza, B. Ott, A. Geiger // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 51 – 59.
212. 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 // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1796 – 1804.
213. GBAS Validation Methodology and Test Results from the Stanford LAAS Integrity Monitor Testbed /S. Pullen, M. Luo, S. Gleason, G. Xie, J. Lee, D. Akos, P. Enge, B. Pervan //Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 1191 – 1201.
214. Cecelia M. Feit, Martin R. Bates. “Accurate Positioning in a Flight Inspection System Using Differential Global Navigation Satellite Systems // Presented at the Satellite Division of the Institute of Navigation 7th International Technical Meeting ION GPS 1994. – 1994. – P. 1 – 10.
215. GG24 OEM Board & Sensor (GPS+GLONASS): Reference Manual // Ashtech Inc., 1997. – 254 p.
216. Global Navigation Satellite System Panel (GNSSP), Appendix A. Working papers of the Third meeting. – ICAO, 1999.
217. Global Navigation Satellite System Panel (GNSSP/3), WP/1 - WP/65. Working papers of the Third meeting – ICAO, 1999.
218. Global Positioning System: Theory and Applications. Edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker. – Jr. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. – 1996.– 793 p.
219. Global positioning system standard positioning service performance standard. – Washington: .Assistant secretary of defense for command, control, communications, and intelligence, 2001. – 66 p.
220. Global Positioning System: Theory and Applications, Vol. 1 / Edited by B.W. Parkinson and J.J. Spilker.– Jr, Washington, DC 20024–25, 1995.
221. Gold K., Brown A., An Array of Digital Antenna Elements for Mitigation of Multipath for Carrier Landings // Proceedings of ION NTM 2005.– 2005. – P. 190 – 196.
222. GPS Ceramic Element. (SPECIFICATION): YDRA–A25–1582.– Ang.13. – 1999. – 45 p.
223. GPS Ephemeris Verification for Local Area Augmentation System (LAAS) Ground Stations / S. Matsumoto, S. Pullen, M. Rotkowitz, B. Pervan // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 691 – 704.
224. GPS Microstrip Antenna Array on a Resistivity Tapered Ground Plane for Multipath Mitigation / B.R. Rao, J.H. Wslliams, E.N. Rosario, R.J. Davis // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 2468 – 2476.

225. GPS-навигация и геодезическая съемка – результаты экспериментальной верификации технологии OMNISTAR / А.А. Жалило, В.М. Кондратюк, В.В. Конин, В.Г. Сушко, В.П. Харченко, Д.А. Шелковенков, В.М. Шокало, А.В. Кудченко // Научный сборник ГОСНИИ «Аэронавигация». – 2007. – №7. – С. 28 – 36.
226. GPS Risk Assessment study, final report / The Johns Hopkins University, Applied Physics laboratory. – 1999. – 107 p.
227. Grass F. Requirements on GNSS for Civil Navigation // AGARD LS 207. – 1996. – P.6 (1–8).
228. Grass F. Signals Integrity // AGARD LS 207. – 1996. – P.7 (1–12).
229. Green, G., Massatt, P.D., and Rhodus, N.W. The GPS 21 Primary Satellite Constellation // Institute of Navigation, Satellite Division, International Technical Meeting, 1988.
230. Hoffmeister-Han Y., Wieneke T. European GPS Monitoring System for the RVSM Monitoring Program // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 743 – 752.
231. Ionosphere Spatial Gradient Threat for LAAS: Mitigation and Tolerable Threat Space / M. Luo, S. Pullen, T. Walter, P. Enge // Proceedings of ION NTM 2004. – 2004. – P. 490 – 501.
232. Ionosphere Threat to LAAS: Updated Model, User Impact, and Mitigations / M. Luo, S. Pullen, A. Ene, D. Qiu, T. Walter, P. Enge // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P. 2771 – 2785.
233. Interface Control Document Global Positioning System (ICD-GPS-200C), 1997. – 160 p.
234. Interface Specification. Navstar GPS Space Segment. Navigation User Interfaces (IS-GPS-200) // Navstar GPS, 2004. – 207 p.
235. Interoperability Between Civil LAAS and Military JPALS Precision Approach and Landing Systems / T. Katanik, S. Simon, C. Bett, B. Driscoll, D. Tsamis, Lt. J. Flemming, R. Norwood, J. Barry. // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1179 – 1189.
236. ISAGNSS: Spanish GNSS Activities Support Infrastructure / E.Gonzalez, M.Toledo, L. Andrada, C. Barredo, M. B. Sagrado, M. Romay // GNSS 2003 – The European Navigation Conference. – 2003. – P. 1 – 11.
237. James Bao-yen Tsui. Fundamentals of Global Positioning System Receivers: A Software Approach // Jone Wiley @Sons, Inc., 2000. – 235 p.
238. Jammer and interference location system – design and initial test results / A. Brown, D. Reynolds, D. Capt. Roberts, S. Serie // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 137 – 142.
239. Jung J. High Integrity Carrier Phase Navigation for Future LAAS Using Multiple Civilian GPS Signals // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 727 – 736.
240. Junqueira C., Rsbeiro M. V., Romano J-M. T. Adaptive Techniques for GPS System Enhancement // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 2477 – 2484.
241. Kharchenko V., Pohurelsky A., Konin V. User's Data Positioning by GPS and GLONASS Navigation Satellites Measurements // The World Congress "Aviation in the XXI-st Century". – Kyiv.: NAU. – 2003. – P. 5.40 – 5.46.
242. Kline P. PVT Continuity Using the LAAS Ground Facility // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1788 – 1795.
243. Konin V., Kramskoy V., Medvedev V. Algorithm of Unification of Data Measured with Different Precision by GPS and GLONASS Navigation Systems / The World Congress "Aviation in the XXI-st Century". – Kyiv.: NAU. – 2003. – P. 5. 37– 5. 39.
244. LAAS Ground Facility Design Improvements to Meet Proposed Requirements for Category II/III Operations / S. Pullen, M. Luo, G. Xie, J. Lee, R.E. Phelts, D. Akos, P. Enge // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 1934 – 1947.
245. Lachapelle G. Navigation Accuracy for Absolute Positioning // AGARD LS 207. – 1996. – P.4 (1 – 10).
246. Laureano da Rosa L. C., Castillo D.R.M., Walter F. Statistical Model To Minimize The Gps System Errors: A Tool To Support DGPS/GBAS // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 2640 – 2647.
247. Lee J. LAAS Position Domain Monitor Analysis and Test Results for CAT II/III Operations // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P. 2786 – 2796.
248. Lopez A.R. Calibration of LAAS Reference Antennas // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1209 – 1218.
249. Lopez A.R. LAAS Reference Antennas – Key Siting Considerations // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P. 335 – 343.
250. Lapucha. D., Barker R., Zwaan H. Wide Area Carrier Phase Positioning –Comparison of the Two Alternate Methods // The European Navigation Conference GNSS. – 2004. – P.1 – 8.
251. Luntama J.P. EPS GRAS mission for operational GPS Meteorology // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1137 – 1147.
252. Martin, E.H. GPS User Equipment Error Models/ Global Positioning System Papers //, Institute of Navigation. – 1980. – V. I. – P. 109 – 118.
253. Massatt P. and Rudnick. K. Geometrical Formulas for the Dilution of Precision Calculations // Navigation, Winter. – 1990–1991. – P. 379 – 391.
254. McCarthy D.D. Astronomical Time// Proceedings of THE IEEE.– 1991. – V. 79, N.7. – P. 915 – 920.
255. Michaels J.F. A Measure of Aircraft Installed LAAS System Interface Performance Via the VHF Data Broadcast (VDB) Link Without Interconnection and Interference// Proceedings of ION GPS–98. – 1998. – P. 489 – 494.
256. Millikan R.J. and Zoller C.J. Principle of Operation Navstar and System Characteristics. Global Positioning System // Papers Institute of Navigation. – 1980. – Vol.I – P. 3 – 14.

257. Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System // D.C.: RTCA SC-159, WG-4A, DO-245A. – 2004.
258. Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment // D.C.: RTCA SC-159 WG-4A, DO-253. – 2000.
259. Misra P., Pratt M., Burke B.. Augmentation of GPS/LAAS with GLONASS: Performance Assessment // Proceedings of ION GPS 1998. – 1998. – P. 495 – 501.
260. Mitrikas V., Revnivykh S., Bykhnov E. WGS84/PZ90 Transformation Parameters Determination Based on Laser and Ephemeris Long-Term GLONASS Orbital Data Processing // Proceedings of ION GPS 1998. – 1998. – P. 1625 – 1635.
261. Mohamed M.R. Mostafa and Joseph Hutton. Airborne Kinematic Positioning and Attitude Determination Without Base Stations // Applinx Corporation, Canada, International Symposium On Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics, and Navigation. – 2001. – P. 1 – 8.
262. Muellerschoen R.J., Bertiger W.L., Whitehead M.L. Flight Tests Demonstrate Sub 50 cm RMS Vertical WADGPS Positioning // Proceedings of ION GPS 1999. – 1999. – P. 199 – 210.
263. Murphy T. Development of Signal in Space Performance Requirements for GBAS to Support CAT II/III Landing Operations // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P.20 – 28.
264. Murphy T., Anderson L., Hien Tang N. Simulated Landing Performance for GLS and ILS Systems // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 1224–1233.
265. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces (IS-GPS-200) // Navstar Global Positioning System, 2004. – 207 p.
266. New Test Results with a Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) in Australia / K.W. McPherson, D.K. Kraus W.S. Ely, K.W. Bean, G.K. Crosby, Dr. B.D. Elrod, J.M. Stewart // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 2386 – 2390.
267. Nielson J.T. The untold Story of the CALCM: the Secret GPS Weapon used in the Gulf War // GPS World. – 1995. – P. 26 – 32.
268. Normark P.R. Ground Facility Prototype Development to Support High-Integrity Aircraft Approach and Landing using GPS // Stanfopd University, 2001. – 54 p.
269. Nyhus O.K, Skidmore T.A, Wilson A.A. Aircraft Antenna Calibration for the LAAS VHF Data Broadcast // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1220 – 1227.
270. Ober P.B. SBAS integrity concept: towards SBAS validation // EUROCONTROL, 2001. – 63 p.
271. OEM4 Family Installation and Operation User Manual Rev 11, Vol 1 // NovAtel Inc. – 2004. – 202 p.
272. OEM4 Family Installation and Operation User Manual Rev 11, Vol 2 // NovAtel Inc. – 2004. – 280 p.
273. Operational Implementation of DGPS Precision Approaches at Regional Airport in Norway / T. Katanik, I. Gallimore, C. Cusack, T. Helgesen, B. Eriksen, H. Gronseth, B. Narmo // Proceedings of ION GPS'99. – 1999. – P. 737 – 749.
274. Шрпен О., Melgerd T.E. Advances in DGPS Systems // The European Navigation Conference GNSS 2004. – 2004. – P. 1 – 6.
275. Palamsamy V. Garg R. Analysis of circularly polarized square ring and crossed-strip microstrip antennas // IEEE Trans. Antennas and Propag. – 1986. – V.34, N11. – P. 1340 – 1346.
276. Parkinson B.W., Spilker Jr.J. Global Positioning System: Theory and Application. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996, – V.1. – 793 p.
277. Parkinson B.W., Spilker Jr.J. Global Positioning System: Theory and Application. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996, – V.2. – 631 p.
278. PEGASUS – Prototype Development for EGNOS Data Evaluation – First User Experiences with the EGNOS System Test-Bed / C. Butzmuehlen, R. Stolz, R. Farnworth, E. Breeuwer. – P. 1– 10.
279. Performance Analysis of GPS Positioning Using WAAS and EGNOS / Abousalem M., Lusin S., Tubalin O., Salas J // Presented at GNSS 2000 Conference. – 2000. – P. 1 – 10.
280. Performance Evaluation of Several Wide-Area GPS Services / M.E.Cannon, S. Skone, Y. Gao, Y. Moon. K. Chen, S. Crawford, G. Lachapelle // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 1716 – 1726.
281. Performance Type One Local Area Augmentation System Ground Facility: Specification. – U. S.: Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2000. – 133 p.
282. Perlmutter P., Shtrikman S. Electric Surface Current Model for the Analysis of Microstrip Antenna with Application to Rectangular Elements // IEEE Trans. Antennas and Propag. – 1975. – V33, N3. – P. 301 – 311.
283. Pervan B., Pullen S., Sayim Ir. Sigma Estimation, Inflation, and Monitoring In the LAAS Ground System // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 1234 – 1244.
284. Philips A. Geometrical Determination of PDOP // Navigation, Winter. – 1984 – 1985.
285. Planning Version 2.7 Help // Trimble Navigation Ltd, 2002. – 57 p.
286. Prevail a Platform for EGNOS Validation Flight Trials / A. Berg, H. Veerman, E. Breeuwer, R. Farnworth. – 17 p.
287. Rawlings R., Hendriks A. Guidance Material for the Design of Terminal Procedures for Area Navigation (DME/DME, B-GNSS, Baro-VNAV & RNP-RNAV).– EUROCONTROL, 2003. – 217 p.
288. Real-Time Kinematic in the Light of GPS Modernisation and Galileo / B. Eissfeller, Ch. Tiberius, T. Pany, G. Heinrichs // Galileo's World. – 2002. – P. 28 – 34.
289. Rho H., Langley R.B. Assessment of WAAS Correction Data in Eastern Canada // Geodetic Research Laboratory University of New Brunswick. – P. 1 - 8.

290. Rife J, Pullen S, Pervan B. Ins I Core Overbounding and its Implications for LAAS Integrity // ION GNSS 17th International Technical Meeting of the Satellite Division. – 2004. – P. 2810 – 2821.
291. Road Transport Navigation Requirements in Urban Areas: An Assessment of the Performance of GPS and the Design of a LAAS / W.Y. Ochieng, B.E. Turhan, J. Fox, G. Johnston // Proceedings of ION GPS 2000. – 2000. – P. 2407 – 2417.
292. RTCM recommended standards for differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems): Service, Future Version 2.2 // RTCM Special Committee № 104. – 1997. – 126 p.
293. Rubek F., Larsen G. B., Aparicio J. M. The GRAS SAF Project – an Operational Radio Occultation System // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 526 – 531.
294. Saitoh Sh., Fukusima S., Fujii N. Flight Experiment of GBAS in Japan // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1757 – 1765.
295. Satellite Autonomous Integrity Monitoring and its Role in Enhancing GPS User Performance / L. Vioarsson, S. Pullen, G. Green, P. Enge // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 690 – 702.
296. Shively C.A. A Comparison of LAAS error bounding concepts // The MITRE Corporation, 2000.– 10 p.
297. Shively C.A. Derivation of Acceptable Error Limits For Satellite Signal Faults in LAAS // Proceedings of ION GPS '99. – 1999. – P. 761 – 770.
298. Shively Curtis A. LAAS Integrity Risk Due to Satellite Ephemeris Faults // The MITRE Corporation, 2001. – 25 p.
299. Shively C.A. Preliminary Analysis of Requirements for CAT III B LAAS // The MITRE Corporation, 2001. – 10 p.
300. Shively C.A., Hsiao T.T. Error And Availability Analysis Of Cat Iiib Laas Augmented By Radar Altimeter // Proceedings of ION NTM 2004. – 2004. – P. 771 – 780.
301. Skidmore T.A., Nyhus O.K., Wilson A.A. An Overview of the LAAS VHF Data Broadcast // Proceedings of ION GPS '99. – 1999. – P. 671–680.
302. Specification Wide Area Augmentation System (WAAS). – U.S. Department of Transport, Federal Aviation Administration, FAA-E2892B. – 1997.– 150 p.
303. Sturza M.A. GPS Navigation Using Three Satellites and a Precise Clock // Navigation. – 1983. – P. 146 – 156.
304. Su. H., Schneider J.-Y., Ruf C. Statistical Analysis on the Influence of User Receiver Antenna Position Errors on EGNOS System Accuracy Assessment // GNSS 2003. – 2003. – P. 1 – 13.
305. Suard N., Secretan H., Beltan T. ESTB Operations 3 Years of Experience, Perspectives // GNSS 2003. – 2003. – P. 1 – 14.
306. The Effects of Large Ionospheric Gradients on Single Frequency Airborne Smoothing Filters for WAAS and LAAS / T. Walter, S. Datta-Barua, J. Blanch, P. Enge // ION NTM 2004. – 2004. – P. 103 – 109.
307. The Future of the Global Positioning System. – Department of Defense USA.– 2005.– 109 p.
308. The LAAS Integrated Multipath Limiting Antenna (IMLA) / D.B. Thornberg D.S. Thornberg, M.F. DiBenedetto, M.S. Braasch, F. van Graas, C. Bartone. // Proceedings of ION GPS 2002. – 2002. – P. 2082 – 2092.
309. The LAAS VHF Data Broadcast Modeling, Siting, Flight Inspection, and Flight Test Results / T.A. Skidmore, A.A. Wilson, M.R. Dickinson, O.K. Nyhus // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 1190 – 1199.
310. The New L2 Civil Signal/ R.D. Fontana, W. Cheung, P. M. Novak, T.A. Stansell // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001. – P. 617 – 631.
311. 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 // Proceedings of ION GPS 2001. – 2001.– P. 1200 – 1208.
312. The Transition from ESTB to EGNOS: Managing User Expectation/ S. Basker, G. Solari, J. Ventura-Traveset, C. Motefusco // GNSS 2003. – 2003. – P. 1 – 15.
313. USNO Circ. N 163. – Washington, 1981. – P. A3.
314. Walter T. and Enge P. Weighted RAIM for Precision Approach // Proceedings of ION GPS 1995. – 1995. – P. 1995 – 2004.
315. Wen H., Havlicek J., Fagan J. B-value Research for FAA LAAS Station Integrity and Fault Detection // ION NTM 2004. – 2004. – P. 817 – 882.
- 316 Wide Area Augmentation System (WAAS). Specification. – U.S.: Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA-F-2892B, with Change 1), 1999. – 180 p.
317. Xie G. Optimal On-Airport Monitoring Of The Integrity Of Gps-Based Landing Systems/DISSERTATION, 2004.– 212 p.
318. Yoshihara T., Fujii N., Saito A.A. Study of the Ionospheric Effect on GBAS (Ground-Based Augmentation System) Using the Nation-Wide GPS Network Data in Japan // ION NTM 2004. – 2004. – P. 502 – 511.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- Авиаперевозки, 2
- Авиационная
 - радионавигация, 17
 - радиочастота, 17
 - система, 17
 - служба, 17
- Авиационное средство, 17, 22
- Авиационный
 - приемник, 9, 11, 32, 44, 48, 55, 283
 - безотказный, 55
 - контрольный, 219, 226
- Авиация, 9, 32, 34, 44, 216, 320
- Автокорреляционная функция, 355, 362
- Альманах
 - SEM*, 178, 179
 - YUMA*, 92
 - псевдоспутников, 161
 - радиомаяков, 161
 - спутников
 - GEO*, 141, 147
 - GPS*, 137
 - ГЛОНАСС, 102, 126, 127, 129, 137
- Антенна
 - GNSS*, 193
 - адаптивная, 291, 343
 - антенно-фидерное устройство, 220
 - диаграмма направленности, 184, 185
 - коэффициент направленного действия, 94
 - модель, 194
 - полосковая, 193, 194
- Антенная решетка, 184, 236, 341
- Аргумент перигея, 128, 137
- Безопасность полетов, 9
- Блок
 - датчиков, 222, 223
 - задержки, 100
 - измерительный, 36, 149, 150
 - контроля целостности, 228, 229
 - обработки данных, 218, 223
 - сообщений, 154, 155, 156, 157, 274
 - схема, 450
 - схема алгоритма АСПДНС, 313
- Большая полуось, 28, 56, 255, 412, 464, 465
- Буквенные обозначения, 2, 6, 7
- Бюджет времени, 154
- Весовые коэффициенты, 239
- Взаимная корреляция, 355, 356, 359
- Видимость спутников, 387, 434, 439
- Воздушная трасса, 2, 5
- Воздушное движение, 2, 3, 23, 24, 27, 33, 34, 48, 49
- Воздушное пространство, 2, 25, 48, 282, 325
- Воздушное судно
 - категория, 11
 - класс, 12
 - координаты, 310
 - маршрут, 307
 - местоположение, 280
 - полет, 6
 - положение, 307
 - посадка, 38, 216, 307
- Возмущенное движение спутников, 376, 391
- Время звездное
 - истинное, 71, 72, 89, 256, 459
 - среднее, 72, 373, 401, 420, 471
- Время системное
 - GALILEO*, 52, 70
 - GPS*, 70
 - SBAS*, 70
- ГЛОНАСС, 70, 269
- Геометрический фактор, 245, 248, 251, 476
- Глиссада, 14, 17
- Графики параметров орбитального движения, 395
- Данные
 - аэронавигационные, 3
 - аэропорта, 54
 - качество, 3, 166, 167
 - критические, 3
 - навигационные, 3, 54, 141, 159, 259
 - сообщений, 54
 - точность, 3
- Дискретизация, 353 - 356, 358, 359, 361
- Дифференциальный
 - метод, 163, 253, 273, 317
 - режим, 27, 216, 235
- Длительность информационного символа, 132
- Единицы измерения, 6, 7, 172, 175
- Законы Кеплера, 79
- Защита активных элементов, 220
- Идентификатор
 - временного интервала, 154
 - контрольно-корректирующей станции, 155, 156, 157
 - типа сообщения, 141, 155, 156, 157
- Интервал, 50, 167, 168, 270
- Информация
 - неоперативная, 116, 126
 - оперативная, 116
- Ионосферная коррекция, 260

- Кадр, 116, 132, 153
Код
GALILEO, 52
GBAS, 54
SBAS, 53
ASCI, 170
GPS
грубый, 103
таблица кодов, 104, 114
точный, 103
формирование, 105, 111, 113
ГЛОНАСС, 28, 40, 97, 116
моделирование, 109
формирование, 106, 107, 108
двоичный, 101
относительный, 99
Комплекс программ, 391
Контрольная сумма, 172 - 177
Координаты
начала, 56
пересчет, 89
плоскости систем координат, 56
построение, 386, 433, 439, 443
преобразования, 57
расчет, 58, 69, 164, 236, 257, 311, 456, 458
- Малая полуось, 61, 80
Матрица, 243, 279
Меридиан, 56, 58
Метка времени, 119, 120, 121, 122, 455
Метод
STDMA, 34
итераций, 258
многостанционного доступа (*TDMA*), 54
наведения, 2
навигации (*RNAV*), 2
наименьших квадратов, 190, 239, 241, 278
определения задержки сигнала, 267
последовательных приближений, 62, 238, 239
псевдодальномерный, 233, 236
расчета нутации, 73
Рунге-Кутта, 89
Модуляция, 51, 226, 227
М-последовательность, 97, 106, 365, 366, 367
- Навигационное обеспечение, 32
Навигация, 2, 24, 27, 309
авиационная, морская, 7
Надежность, 44
Невозмущенное движение спутников, 79
Непрерывность, 44, 45
Непрерывность обслуживания, 11, 44
Номер недели, 372
Нутация, 72
долгопериодическая, 73
короткопериодическая, 73
коэффициенты, 73
- Обозначение радиочастот, 16
Образующий полином, 108, 112
Орбита спутника
GALILEO, 444
GPS, 92
ГЛОНАСС, 90, 92, 413
Орбитальное движение спутников, 376, 391
GALILEO, 26, 29, 188
GPS, 380
ГЛОНАСС, 391
Орбиты спутников *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, 440
Ориентация орбитальной плоскости, 84
Относительная фазовая манипуляция, 348
Ошибки
безотказного приемника, 55
внезапные, 230
измерений, 55, 230
ионосферные, 262, 279
местоположения, 38
набора данных, 123
преобразования координат, 64
сигнала, 210
среднеквадратические, 33
- Передачик корректирующей информации, 225
Полет воздушного судна, 6
Полосовой фильтр, 220, 221
Поляризация, 51, 220
Помехоустойчивость, 283
Поправки к псевдодальности, 19, 29, 34 - 36, 218, 228 - 230
Преамбула, 141, 159, 266
Программа
декодирования, 131, 426, 444, 448
для исследования корреляционных характеристик сигналов, 358
обработки кодов *GPS*, 361
преобразования альманаха *GPS* и ГЛОНАСС, 415
преобразования альманаха спутников, 415
размножения эфемерид, 90
расхождения шкал времени, 70
расчета звездного времени, 373
расчета контрольной суммы, 177
расчета орбит, 377, 378
ГЛОНАСС, 392
расчета положения спутников, 431
расчета положения спутников *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, 436
расчета характеристик сигнала ГЛОНАСС, 365
решения системы дифференциальных уравнений, 376
формирования кода *GPS*, 113

- Процедура перекодировки, 348
- Псевдодальность, 40, 167, 234, 236, 239, 266
 дисперсия ошибок, 274
 измерение, 38, 168, 189, 215, 234, 245, 266, 269, 272
 нескорректированная, 161, 167
 остаточные погрешности, 246
 поправки, 53, 142, 154, 162, 216, 228, 253
 скорость изменения, 36
 скорректированная, 54, 55, 155, 162, 163, 190, 191, 273, 277, 278, 324
 точность, 179
- Радиус орбиты, 183, 257, 411, 424
- Размножение эфемерид, 257
- Расчет угла азимута, 380
- Регистр сдвига, 97
 GPS, 112
 ГЛОНАСС, 108
- Риск, 307
- Ряд Тейлора, 236
- Система
 ABAS, 26, 27, 52, 188
 EGNOS, 18
 GALILEO, 27
 GBAS, 27, 53
 GPS, 27
 GRAS, 282
 LAAS, 18, 24, 26, 32, 39, 216, 228
 SBAS, 53
 WAAS, 18, 26, 32, 286
 ГЛОНАСС, 27
- Система координат, 56, 66
 геоцентрическая, 56, 57
 топоцентрическая, 56, 66
- Сложение по модулю 2, 107, 213
- Сообщения
 DGPS, 154, 159
 GBAS, 155, 156, 157
 спутников GPS, 132
 спутников SBAS, 141
 спутников ГЛОНАСС, 116
- Справочник по альманаху, 380, 385, 432, 442
- Средний наклон эклиптики, 77
- Стенд контроля целостности, 228
- Строка навигационного сообщения GPS, 132
- Структура подавления многолучевости, 198, 201, 220, 221, 318
- Суперкадр, 116
- Схема
 адаптивной антенной решетки, 292
 контрольно-корректирующей станции, 217
 Костаса, 210
 навигационного приемника, 193, 215
 поиска сигнала, 207
 слежения, 211
- Типы RNP, 9, 10, 47
- Точность, 10, 38
 в вертикальной плоскости, 38
 требования, 38, 48, 49
 навигационных данных, 3
 общая, 135
- Требования
 к целостности, 11, 40, 42, 44, 52, 53, 143, 192, 319, 326
 к эксплуатационной готовности, 47
- Углы азимута и видимости, 383
- Уравнение равноденствия, 72
- Уравнения движения навигационного спутника, 88, 254
- Уровни защиты, 190, 192, 278, 279
- Фазоманипулированный сигнал, 97
- Фильтр, 316, 368
- Фильтрация спутников, 384
- Формирование кода
 GPS, 350
 ГЛОНАСС, 365
- Фундаментальные аргументы, 76
- Функция
 код GPS, 266, 350, 351, 353, 361
 код ГЛОНАСС, 365
 преобразования координат, 399
 размножения эфемерид ГЛОНАСС, 376
 расчета истинного и среднего звездного времени, 420
 расчета координат спутников ГЛОНАСС, 398
 расчета нутации, 373, 407, 471, 472
 чтения альманаха ГЛОНАСС, 395
 расчета юлианского дня, 371, 400, 425, 466
 преобразования координат, 369, 370, 397, 398, 399, 405, 460, 470
- Целостность, 11, 38, 39
- Частота
 бортовой стандарт, 69, 102
 несущая, 51, 105, 106, 111
 обозначения, 16
- Число
 двоичное, 95
 десятичное, 94, 95, 96
 шестнадцатеричное, 94, 95, 96, 170, 171
- Экваториальная плоскость, 29, 56
- Эксплуатационная готовность, 11, 46, 47, 49, 51

Приложение. РИСУНКИ В МНОГОЦВЕТНОМ ВОСПРОИЗВЕДЕНИИ



Рис. В2. Морской старт (международный проект, выполняется предприятиями Норвегии, России, США, Украины)



Рис. В3. Фрагмент станции слежения за искусственными спутниками Земли (публикуется с разрешения Национального космического агентства Украины)

Рис. В1. Ракетный комплекс «Протон», осуществляющий запуск спутиков «ГЛОНАСС» (Федеральное космическое агентство России, 2006, <http://www.roscosmos.ru>)

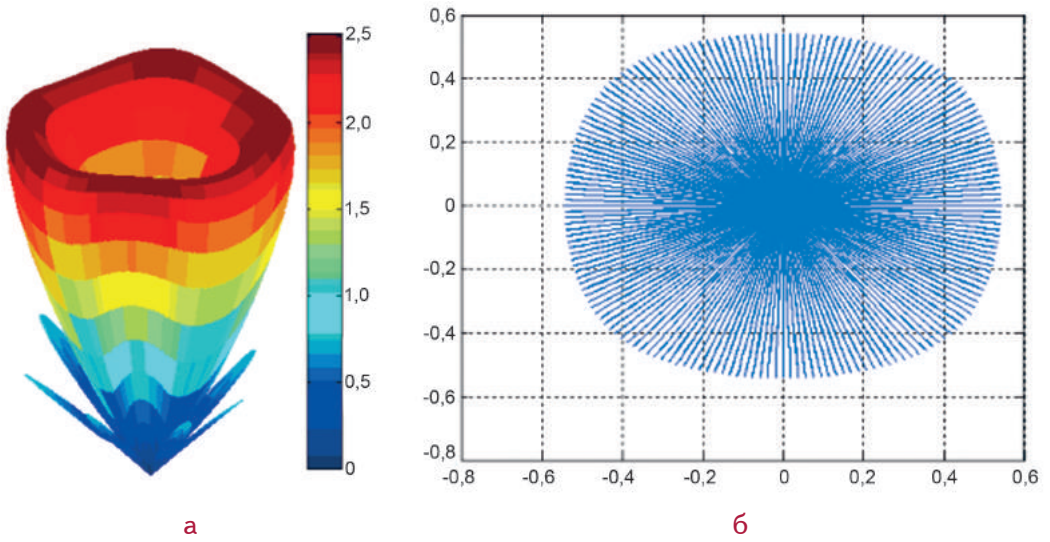


Рис. 3.8. ДН-антенны навигационного спутника:
а - объемная, б - проекция на плоскость xy

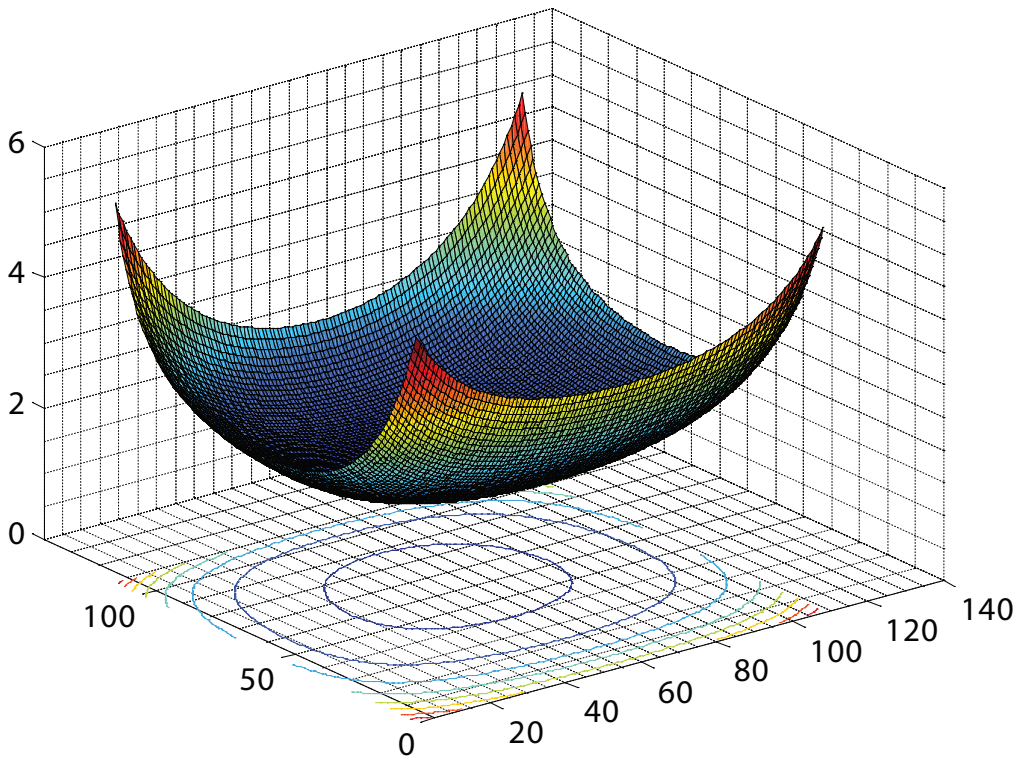


Рис. 4.10. Поверхность, ограничивающая $GDOP$

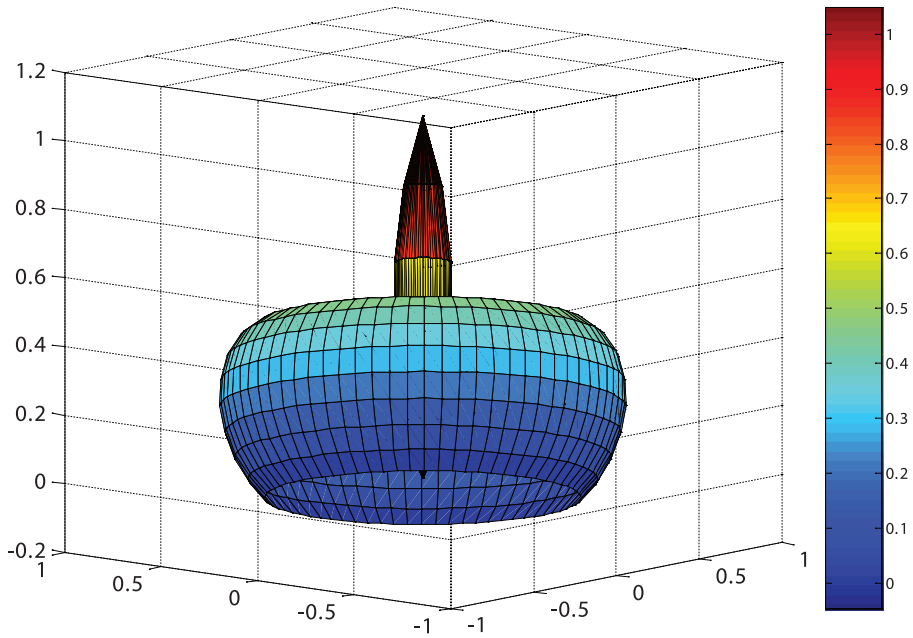


Рис. 5.17. Функции направленности двухэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=25^\circ$, $\varphi=30^\circ$

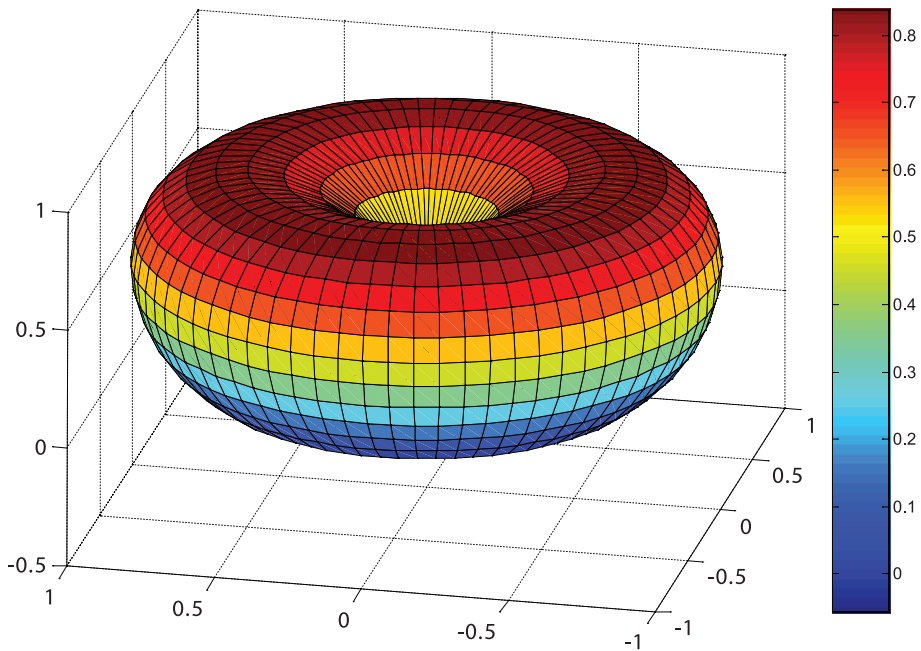


Рис. 5.18. Функции направленности двухэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=0^\circ$, $\varphi=30^\circ$

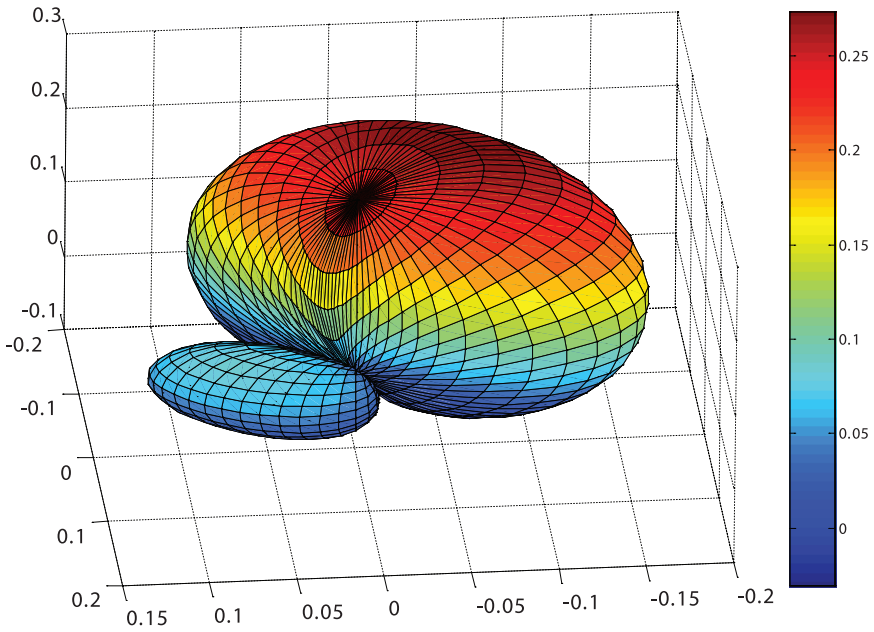


Рис. 5.23. Функции направленности четырехэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=45^\circ$, $\varphi=170^\circ$

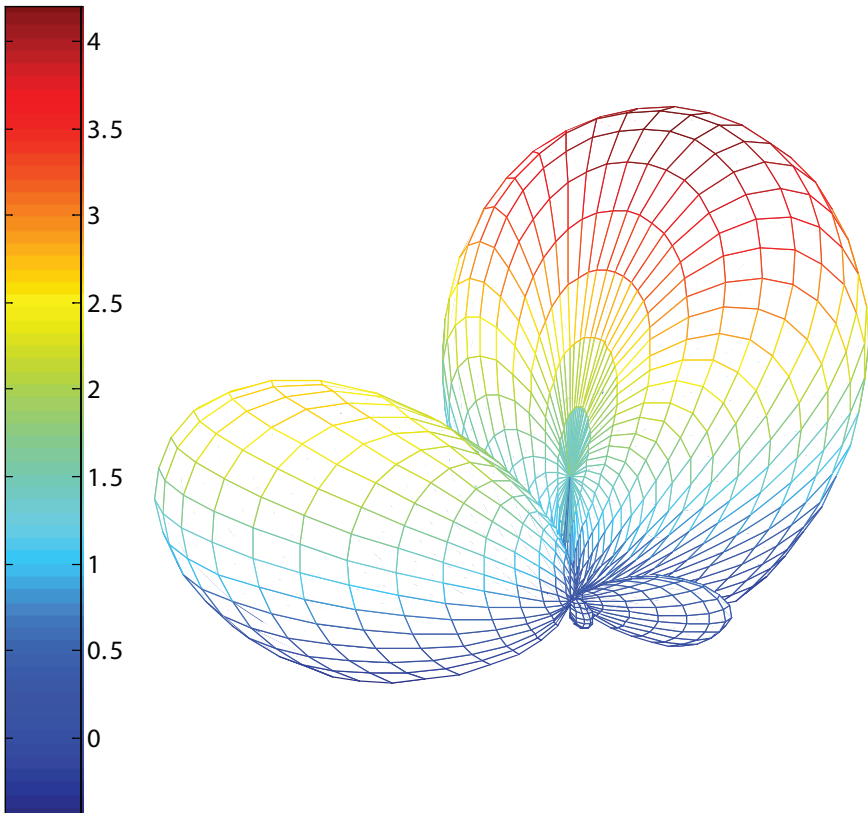


Рис. 5.24. Функции направленности четырехэлементной ААР в сферических координатах для $\theta=10^\circ$, $\varphi=350^\circ$

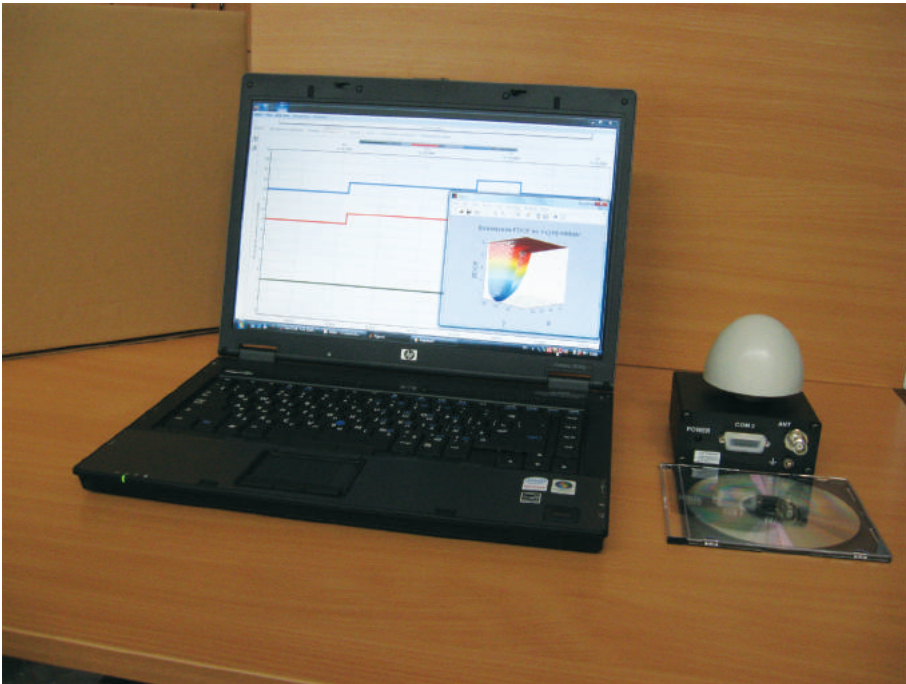


Рис. 5.32. Экспериментальная АСПДНС

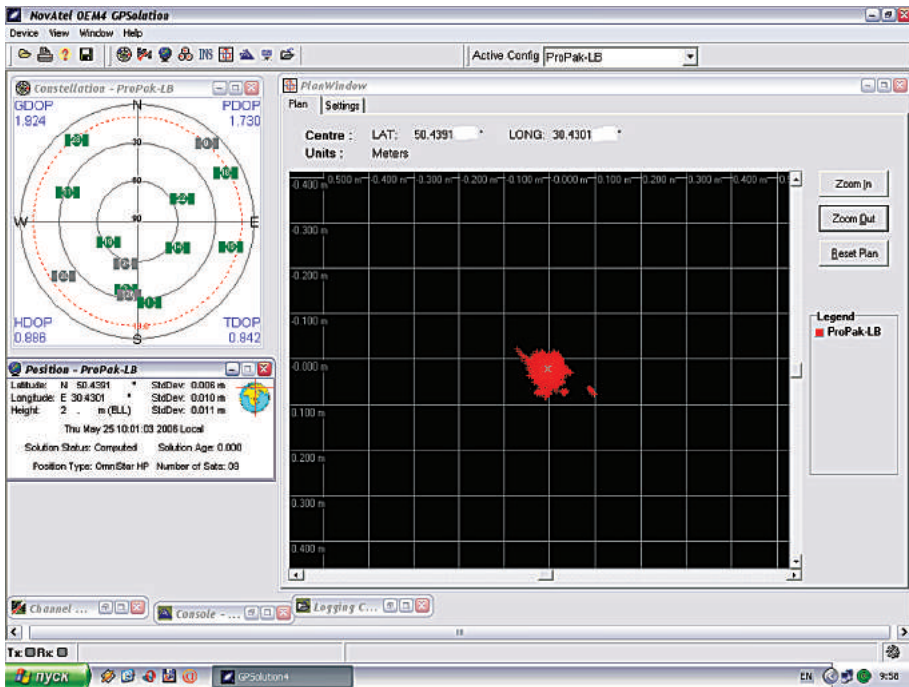


Рис. 5.39. Интерфейсная программа приемника ProPak-LB plus



Рис. 5.57. Учебная лаборатория

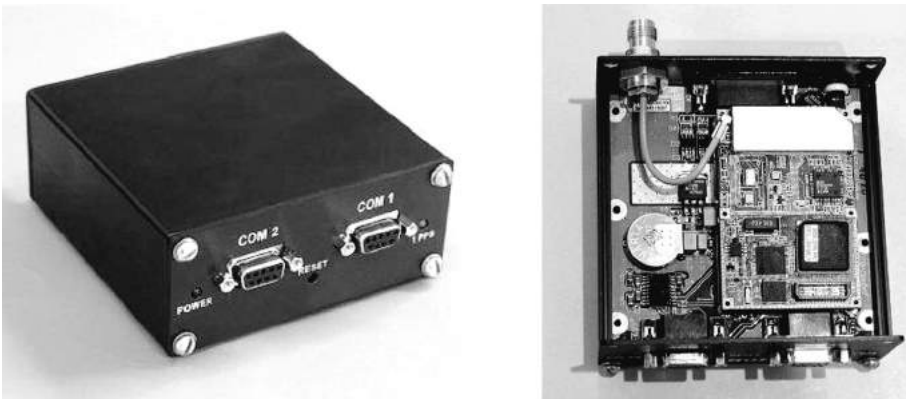


Рис. 5.58. Навигационный приемник из аппаратуры CH 4702 (размер платы 50x75 мм)



Рис. 5.59. Навигационные приемники станций *ProPak G2* и *ProPak-LB PLUS*



Рис. 5.60. Оборудование геодезического комплекса *Trimble 5700*



Рис. 5.61. Спутниковая навигационная станция *DL-4 plus*

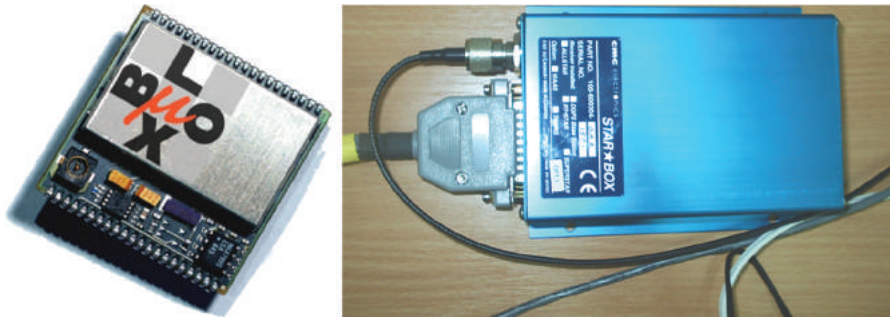


Рис. 5.63. Модуль *u-blox* и приемник *STARBOX*



Рис. 5.64. Фрагменты антенного поля НАУ



Рис. 5.65. Фрагмент станции мониторинга НАУ

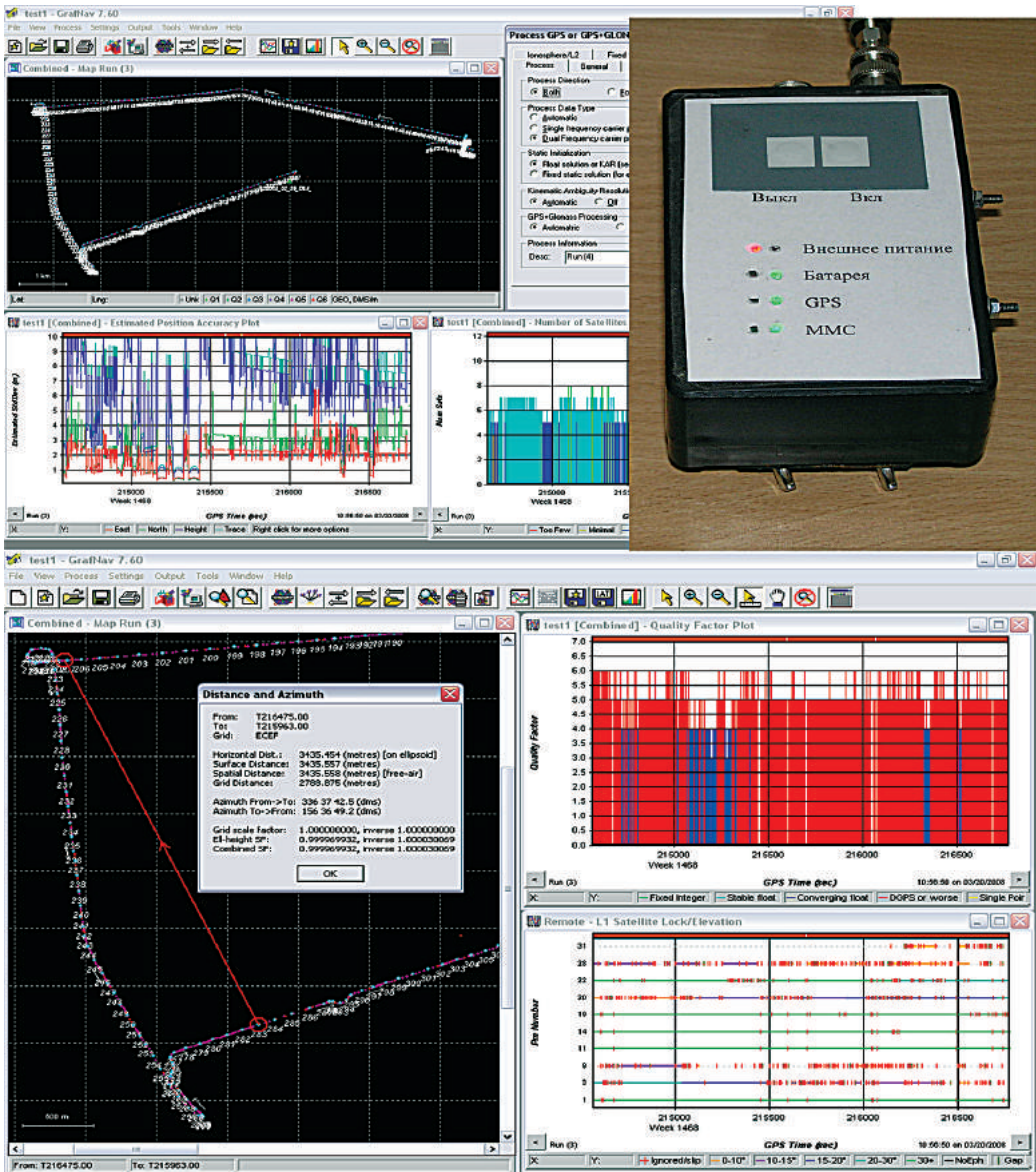


Рис. 5.66. Составляющие геодезического GPS-комплекса: приемник-ровер и результаты постобработки в среде GrafNav/GrafNet



Рис. 5.67. Система управления транспортными объектами (монитор диспетчера)

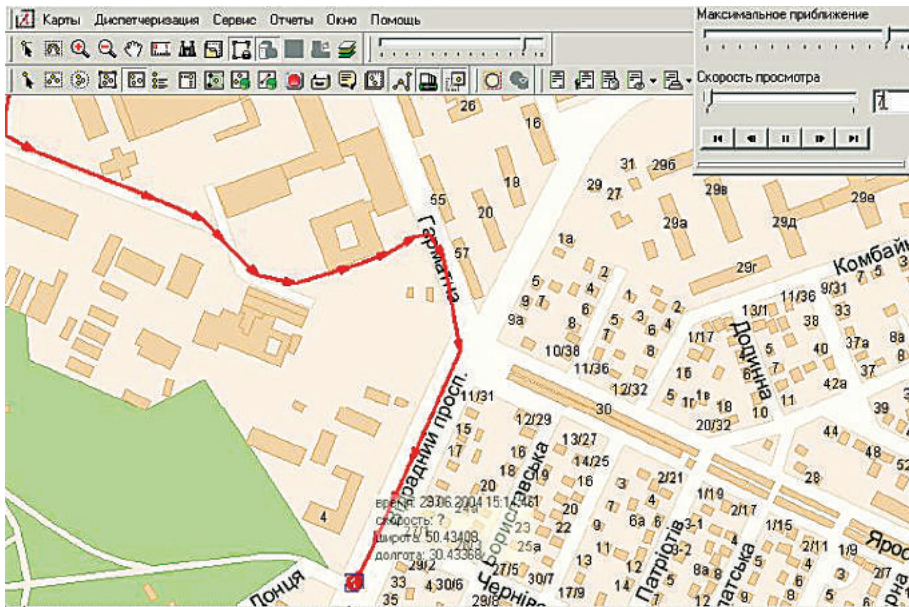


Рис. 5.68. Фрагмент интерфейса мониторинга и управления транспортными средствами

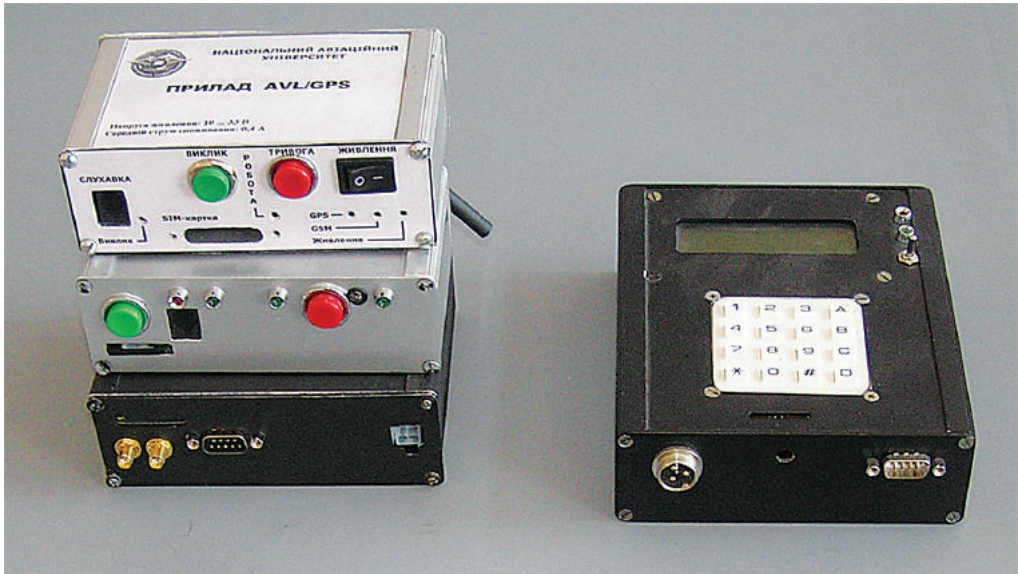


Рис. 5.69. Модификации бортовых GPS-приемников

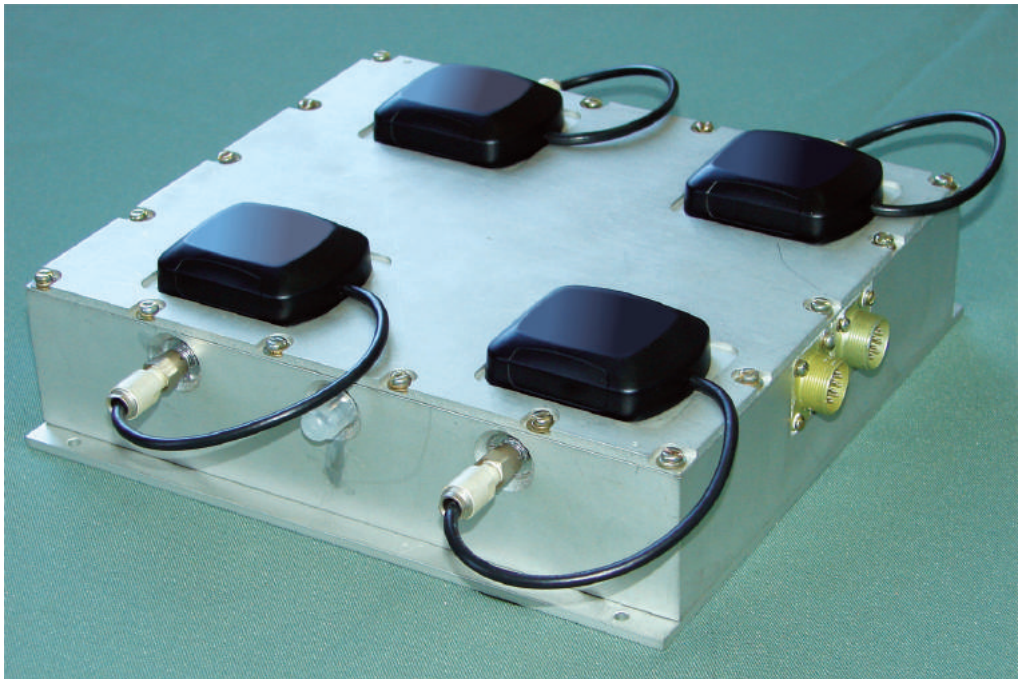
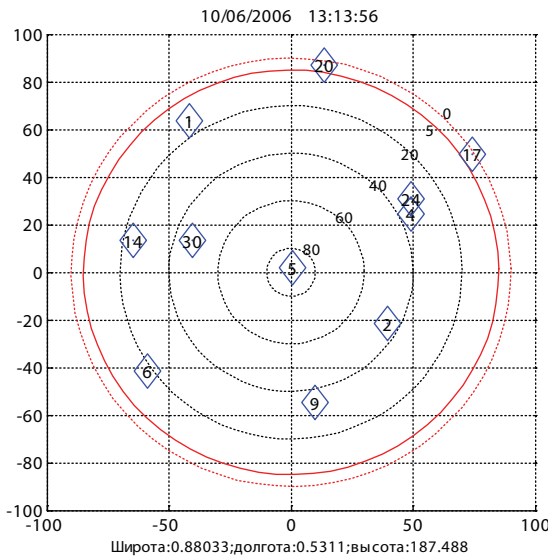
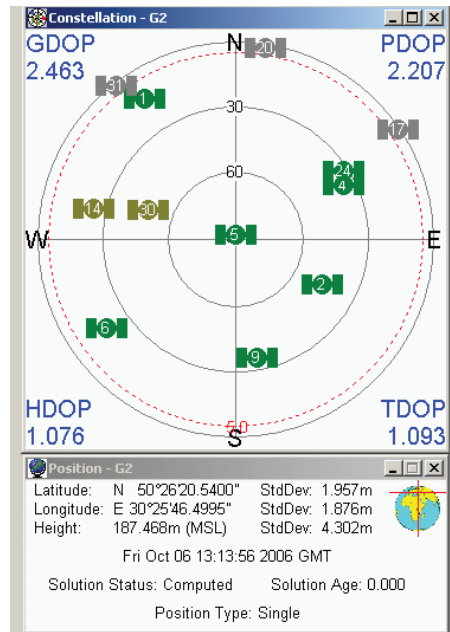


Рис. 5.70. Адаптивная к помехам антенная решетка



а



б

Рис. 6.26. Углы видимости и азимута: а - расчет, б - эксперимент

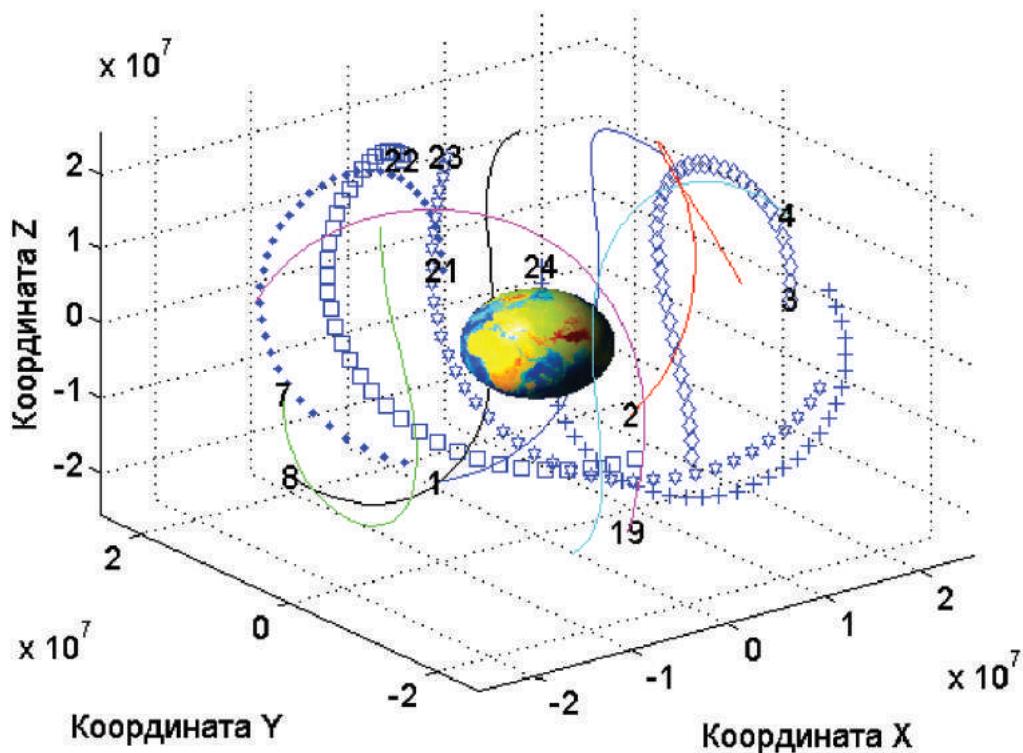


Рис. 6.28. Орбиты спутников ГЛОНАСС в системе координат ECEF

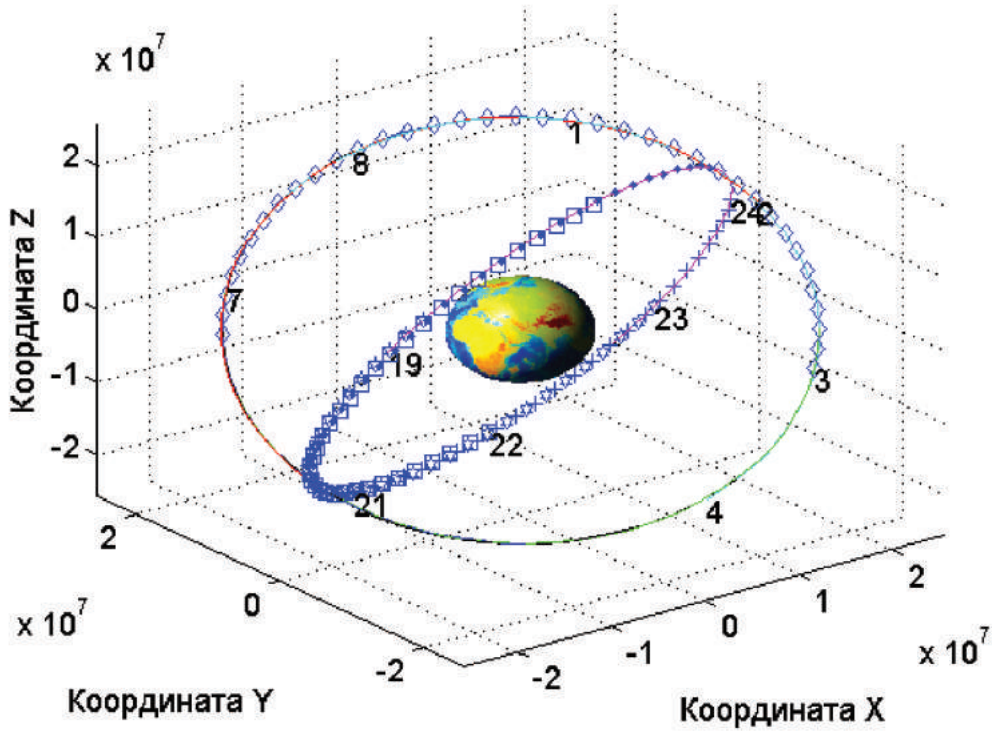


Рис. 6.29. Орбиты спутников ГЛОНАСС в системе координат ECI

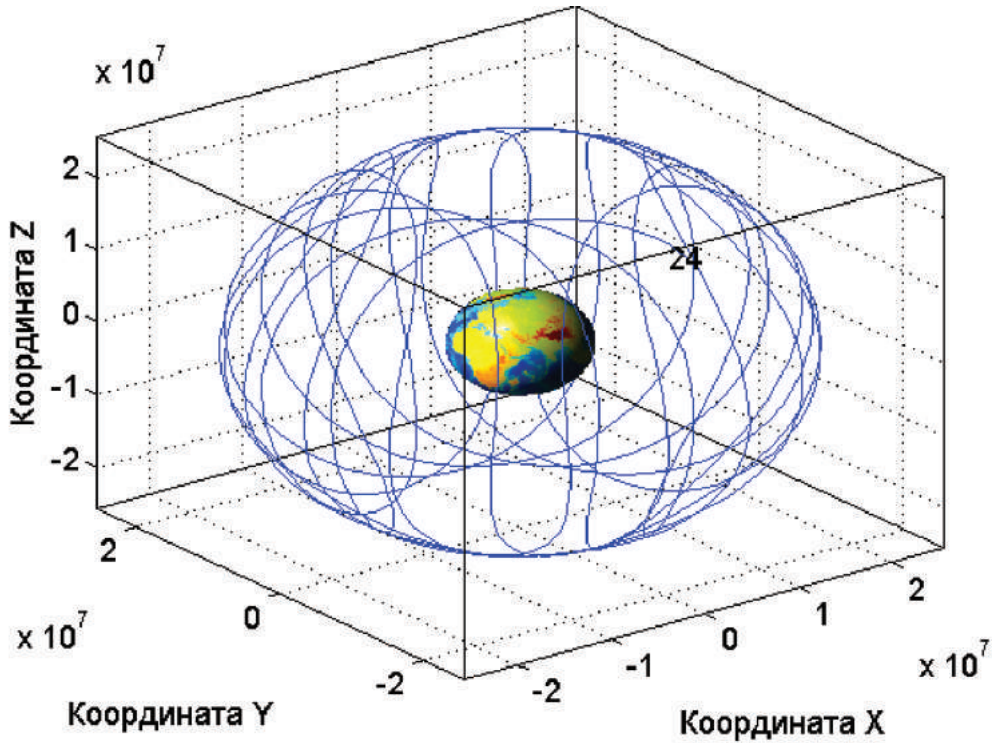


Рис. 6.30. Орбита спутника ГЛОНАСС №24 за 7 суток

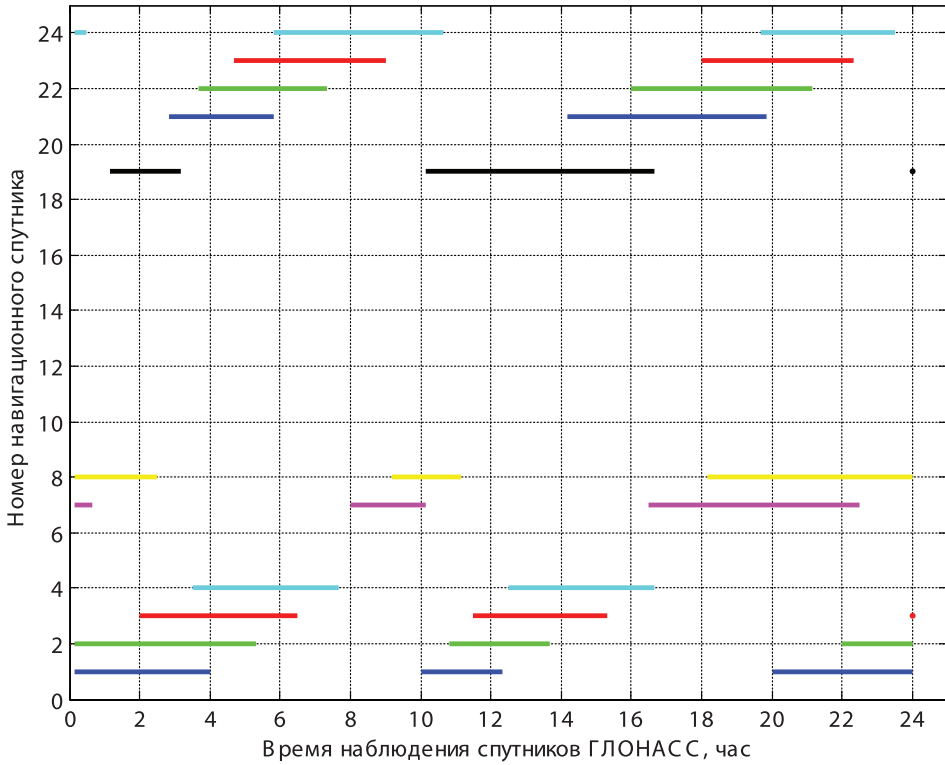


Рис. 6.31. Видимость спутников ГЛОНАСС

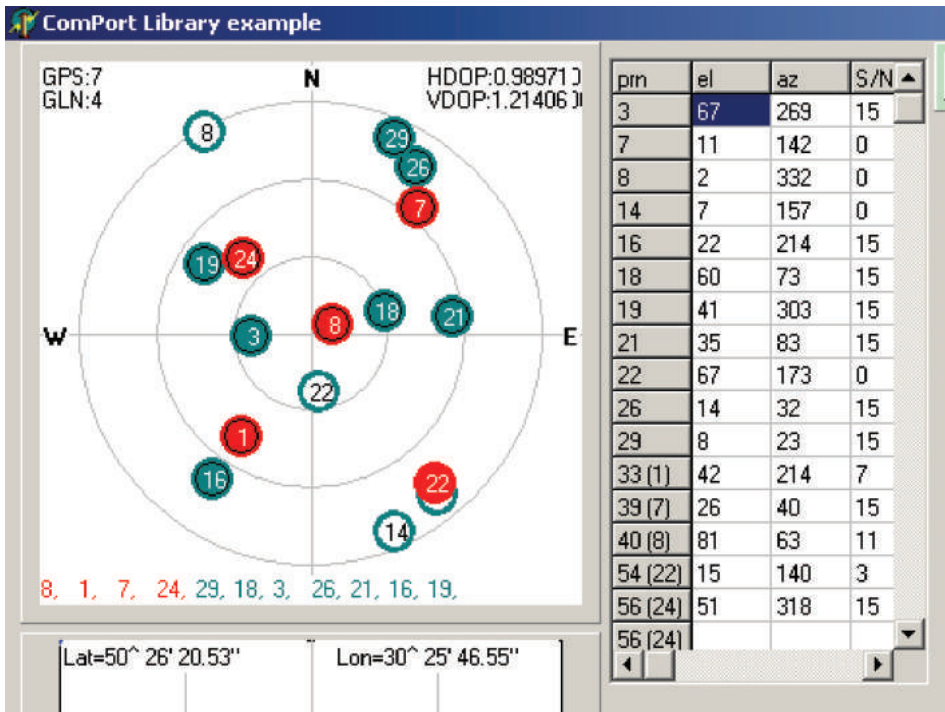


Рис. 6.34. Видимость спутников GPS и ГЛОНАСС (данные измерений)

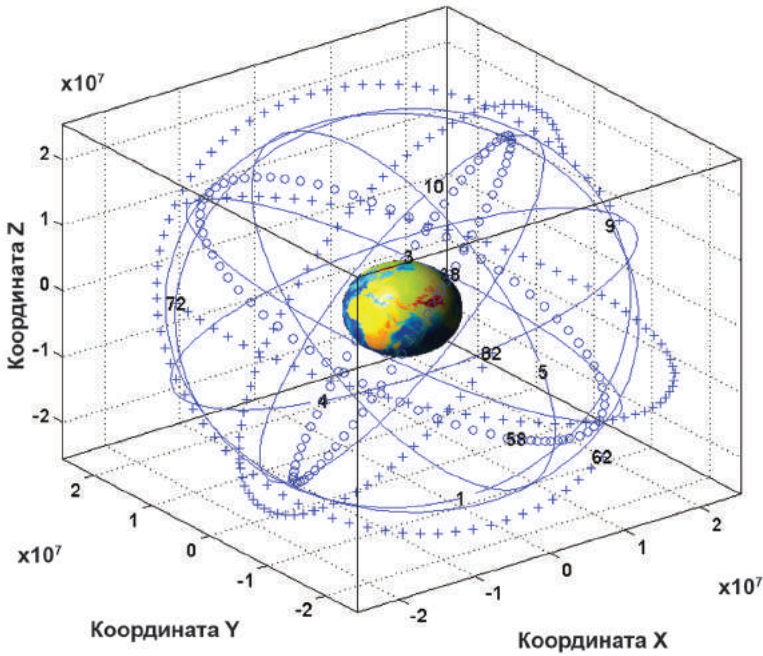


Рис. 6.36. Орбиты спутников GPS, ГЛОНАСС, GALILEO

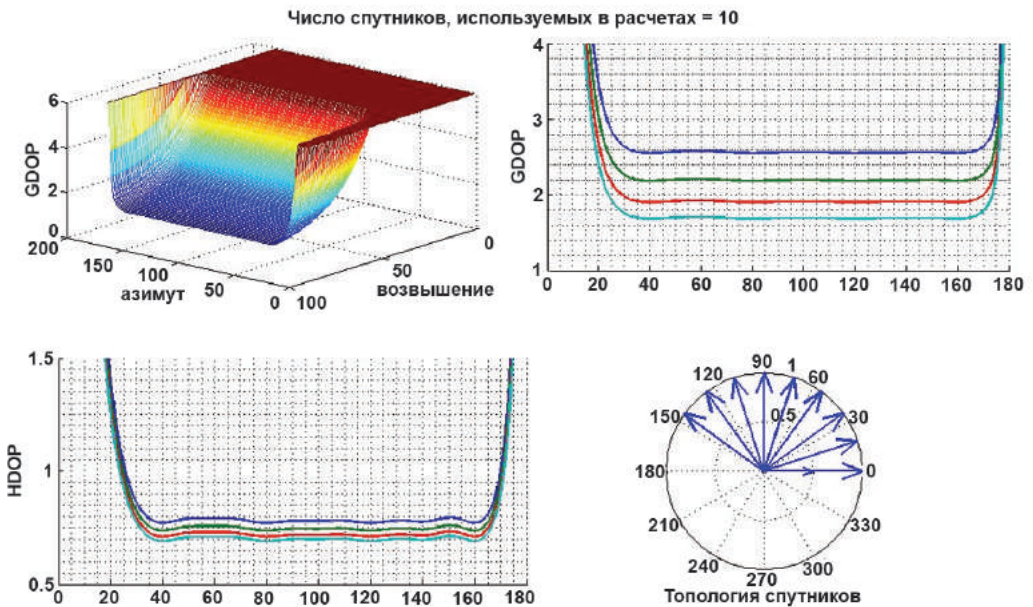


Рис. 6.44. Геометрические факторы 10 спутников

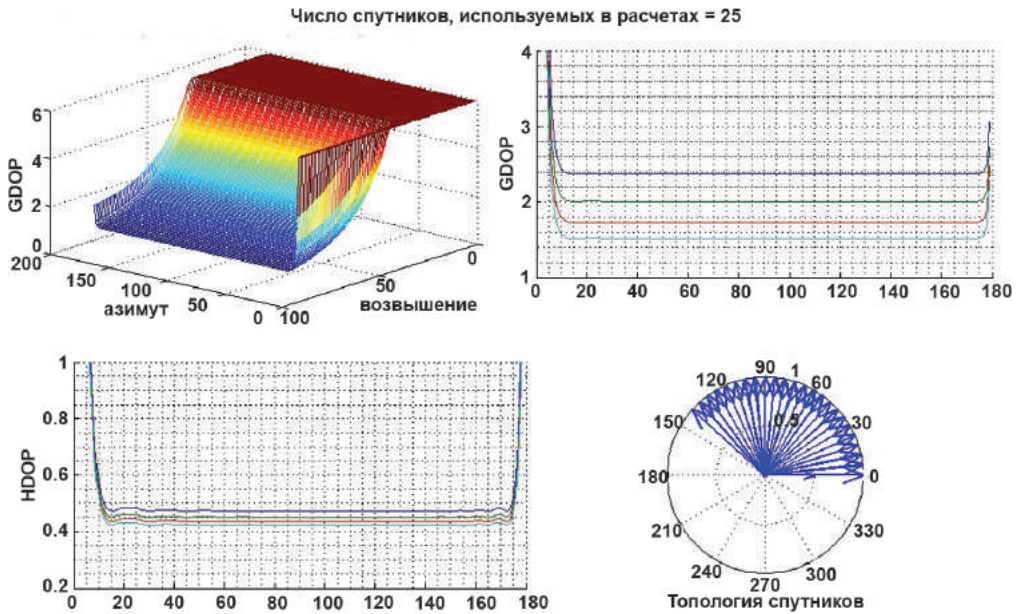


Рис. 6.46. Геометрические факторы для 25 спутников

Наукове видання

Конін Валерій Вікторович, Харченко Володимир Петрович
СИСТЕМИ СУПУТНИКОВОЇ РАДІОНАВІГАЦІЇ

Редактор Т. Цегельна
Технічний редактор М. Левченко
Комп'ютерне макетування В. Татарін

Підписано до друку 15.01.10. Формат 70x100/16
Папір крейдований. Гарн. UkrainianTextBook
Ум. друк. арк. 38,03. Тираж 1000 прим. Зам. №7-1386К, 7-1401К

Інноваційно-видавничий центр «ХОЛТЕХ»
03022, м. Київ, а/с 16. Тел.: (+380 44) 592 77 28
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру
суб'єктів видавничої справи ДК №2548 від 30.06.2006

Віддруковано ЗАТ «ВІПОЛ»
031151, м. Київ, вул. Волинська, 60
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру
суб'єктів видавничої справи ДК №752 від 27.12.2001