

Ю.А. Соловьев

Системы спутниковой навигации

ЭКО-ТРЕНДЗ

Москва, 2000



УДК 621.396.98

629.783

ББК 32.95

39.57

Ю.А. Соловьев

Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000.

ISBN 5-88405-026-7

В доступной форме излагаются основные принципы работы, состояние и перспективы развития глобальных спутниковых радионавигационных систем (СРНС) GPS, ГЛОНАСС, Галилео, широкозонных дифференциальных подсистем (ДПС) WAAS, EGNOS, MSAS, региональных и локальных ДПС различного назначения. Основное внимание обращено на такие характеристики СРНС, как точность определения навигационных параметров и времени, доступность, целостность, непрерывность обслуживания. Книга содержит материалы по характеристикам аппаратуры потребителя и ее помехоустойчивости, новым применениям, комплексированию аппаратуры с другими средствами, базам навигационных данных, стандартизации технических решений. В заключение приведены перечни основных терминов и определений, адресов заинтересованных организаций и их страниц в сети Интернет, изданий и календарь наиболее значимых мероприятий на предстоящие годы в области СРНС.

Монография в основном обращена к пользователям спутниковых радионавигационных систем различного уровня подготовки. Издание будет полезно широкому кругу специалистов в навигации различных подвижных объектов, и в смежных областях, таких, как штурманское обеспечение и организация движения воздушного, морского, речного, автомобильного и железнодорожного транспорта, геодезия и картография, землеустройство, мониторинг земной поверхности, обеспечение горных и строительных работ, интенсивное земледелие, синхронизация систем связи и энергетических систем и т.д.

ББК 32.95

39.57

ISBN 5-88405-026-7

© Ю.А. Соловьев, 2000

Содержание

Предисловие.....	7
Введение.....	8
Глава 1. Требования потребителей к спутниковым радионавигационным системам	10
1.1. Требования к навигационному обеспечению воздушных судов	11
1.2. Требования к навигационному обеспечению морских судов	14
1.3. Требования к навигационному обеспечению судов речного флота.....	15
1.4. Требования к навигационному обеспечению наземных объектов	16
1.5. Требования к навигационному обеспечению космических средств	19
Литература к главе 1	19
Глава 2. Спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС.....	20
2.1. История создания системы.....	20
2.2. Назначение, общая характеристика и состав системы	22
2.3. Космический сегмент	24
2.3.1. Орбитальная группировка.....	24
2.3.2. Навигационный космический аппарат.....	24
2.3.3. Структура навигационных радиосигналов	26
2.3.4. Навигационное сообщение	29
2.3.5. Радионавигационное поле.....	30
2.3.6. Средства запуска на орбиту	31
2.4. Наземный комплекс управления	32
2.5. Принципы функционирования. Сегмент потребителей	35
2.6. Точностные характеристики	37
2.7. Контроль целостности радионавигационного поля	39
2.8. Состояние и развитие системы ГЛОНАСС	41
Литература к главе 2.....	43
Глава 3. Спутниковая радионавигационная система GPS	45
3.1. История создания системы.....	45
3.2. Назначение, общая характеристика и состав системы	47
3.3. Космический сегмент	48
3.3.1. Орбитальная группировка.....	48
3.3.2. Навигационный космический аппарат.....	50
3.3.3. Структура навигационных радиосигналов	51
3.3.4. Навигационное сообщение	53
3.3.5. Средства запуска на орбиту	54
3.4. Сегмент управления.....	54

3.5. Принципы навигационных определений. Сегмент потребителей	55
3.6. Точностные характеристики	59
3.7. Контроль целостности	62
3.8. Развитие системы GPS.....	64
Литература к главе 3	66
Глава 4. Совместное использование сигналов ГЛОНАСС и GPS	67
Литература к главе 4	75
Глава 5. Дифференциальный режим и контроль целостности	76
5.1. Физические основы и точностные характеристики	76
5.2. Разновидности дифференциального режима СРНС	79
5.2.1. Дифференциальный режим с коррекцией координат.....	81
5.2.2. Дифференциальный режим с относительными координатами	81
5.2.3. Дифференциальный режим с использованием псевдоспутников	84
Литература к главе 5	85
Глава 6. Широкозонные дифференциальные подсистемы	86
6.1. Широкозонная дифференциальная подсистема WAAS	86
6.1.1. Структура, принципы построения и функционирования.....	86
6.1.2. Основные характеристики	89
6.2. Широкозонная дифференциальная подсистема EGNOS.....	95
6.3. Широкозонная дифференциальная подсистема MSAS	98
6.4. Предложения по использованию ШДПС EGNOS и MSAS в интересах авиации РФ	99
Литература к главе 6	101
Глава 7. Региональные дифференциальные подсистемы	103
7.1. РДПС Starfix	103
7.2. РДПС SkyFix	103
7.3. РДПС Eurofix	104
7.4. Другие проекты РДПС.....	105
Литература к главе 7	107
Глава 8. Локальные дифференциальные подсистемы.....	109
8.1. Морские ЛДПС	109
8.2. Авиационные ЛДПС.....	111
8.3. Геодезические и специальные ЛДПС	117
Литература к главе 8.....	118
Глава 9. Навигационная аппаратура потребителей СРНС.....	120
Литература к главе 9.....	140

Глава 10. Помехозащищенность и электромагнитная совместимость СРНС.....	142
10.1. Источники помех	142
10.2. Защита от помех	145
10.3. Советы массовым потребителям	149
Литература к главе 10	150
Глава 11. Применение спутниковых радионавигационных систем.....	152
11.1. Использование СРНС для определения ориентации	152
11.2. Применение СРНС в горном деле	155
11.3. Использование СРНС при строительстве и контроле сооружений.....	155
11.4. Использование СРНС в сельском хозяйстве	157
11.5. Применение СРНС в гражданской авиации	157
11.5.1. Полет по маршруту	157
11.5.2. Заход на посадку	164
11.5.3. Обеспечение решения специальных задач	167
11.6. Использование СРНС на железнодорожном транспорте	169
11.7. Использование СРНС при обеспечении навигации морских и речных судов.....	170
11.8. Применение СРНС для навигации в наземных условиях	171
11.9. Использование СРНС для синхронизации систем связи и энергетических систем	173
11.10. Использование СРНС в геодезии и для мониторинга деформаций земной поверхности.....	174
Литература к главе 11	175
Глава 12. Комплексирование СРНС и других навигационных систем	178
12.1. Комплексирование на уровне ПОИ и ПВОИ	179
12.1.1. Частотные методы оценки навигационных параметров	180
12.1.2. Временные методы оценки навигационных параметров	181
12.2. Комплексирование на уровне вторичной обработки информации СРНС	184
12.2.1. Основные схемы комплексирования АП СРНС и автономных систем счисления.....	184
12.2.2. Реализация схем комплексирования АП СРНС с автономными системами	191
12.2.3. Комплексная обработка информации группы объектов, использующих СРНС.....	198
12.2.4. Контроль целостности и комплексирование бортовой спутниковой навигационной аппаратуры потребителя с другими системами и средствами	201
Литература к главе 12.....	206
Глава 13. Перспективные спутниковые радионавигационные системы Галилео	208
Литература к главе 13	213

Глава 14. Низкоорбитальные спутниковые радионавигационные системы	214
Литература к главе 14.....	215
Приложение 1. Базы навигационных данных	216
Хранение путевых точек	216
Литература к приложению 1	225
Приложение 2. Стандартизация и сертификация в области СРНС	226
Резолюции ИМО	226
Стандарты МЭК	227
Рекомендация Международного союза ИТУ-R М.823: 1995	227
Литература к приложению 2	236
Приложение 3. Термины и определения в области СРНС	237
Параметры и характеристики	237
Техника и режимы ее работы.....	240
Обработка сигналов и информации	242
Приложение 4. Календарь международных мероприятий в области навигации и смежных дисциплин на 2000-2001 гг.	244
Приложение 5. Основные издания в области СРНС	249
Книги.....	249
Основные периодические издания.....	250
Приложение 6. Адреса заинтересованных и работающих в области СРНС организаций.....	251
П6.1. Организации, предприятия и фирмы СНГ, работающие в области спутниковой радионавигации и использующие спутниковые технологии	251
П6.2. Интернет-адреса организаций и фирм, работающих с СРНС	257
Фирмы и общественные организации.....	257
Университеты и научно-исследовательские организации	258
П6.3. Институты навигации Международной ассоциации институтов навигации	259
Список условных обозначений, символов, единиц и терминов	260

Предисловие

Аппаратура спутниковых навигационных систем становится все более массовым средством, которое находит применение в различных областях нашей жизни. По прогнозам общий мировой парк потребителей к 2005 году составит около 50 млн. Россия не остается в стороне от этой тенденции, и персональный спутниковый приемник можно купить, например, на Савеловском рынке в Москве. Поэтому выход книги "Спутниковые системы навигации" представляется вполне оправданным и своевременным тем более, что мы являемся свидетелями интенсивного развития и изменения заложенных ранее систем GPS и ГЛОНАСС, появления таких новых систем, как Галилео, широкозонных дополнений WAAS, EGNOS и MSAS, а также региональных и локальных дифференциальных подсистем.

Разработаны сотни новых типов потребительского оборудования различного назначения. В настоящее время контроль больших и малых перемещений с невиданной ранее метровой и даже сантиметровой точностью может осуществляться с помощью спутниковых средств, что подтверждается не только широким применением на транспорте, но и в строительстве, мониторинге подвижек земной коры и протяженных сооружений.

Потребители стали более осознанно подходить к применению своей аппаратуры. Уточнены и сформулированы новые требования к ее точностным и надежностным характеристикам, помехоустойчивости, взаимодействию с другим оборудованием, к стандартизации и сертификации, накоплен опыт создания баз навигационных данных спутниковых приемников. Все эти вопросы, не нашедшие освещения в более ранних публикациях, представлены в настоящем издании. Оригинальные материалы книги обсуждались на научно-технических мероприятиях Российского общественного института навигации и публиковались в периодических изданиях.

На мой взгляд, материалы книги опытного автора, посвятившего немало лет этой области науки и техники, отличаются существенной новизной и адекватным освещением современного состояния и перспектив развития спутниковых навигационных систем, большим количеством важных аналитических и справочных данных, обычно разбросанных по многим документам и источникам, в том числе в Интернет. Они несомненно будут практически полезными для специалистов и широкого круга потребителей спутниковых навигационных технологий.

А.И. Задорожный

Президент Российского общественного института навигации,
лауреат Государственной премии СССР, профессор

Введение

Спутниковые навигационные системы (СНС) ГЛОНАСС и GPS со своими наземными и космическими дополнениями все активнее вторгаются в различные сферы человеческой деятельности. Согласно маркетинговым исследованиям Министерства торговли США объем продаж мирового рынка этих систем к 2003 г. превысит 16 млрд. долл.

Системы продемонстрировали высокие точностные характеристики определения координат, скорости и времени воздушных, космических, морских и наземных подвижных средств. Они в состоянии обеспечить существенное повышение безопасности движения транспортных средств, наиболее экономичное решение задач картографии и геодезии, землеустройства, освоения удаленных, слабо изученных территорий и акваторий морей и океанов, обеспечения регулярности функционирования буровых и добывающих платформ на шельфе и в открытом море, горных, строительных и сельскохозяйственных работ, быстрого поиска и спасения терпящих бедствие, точной синхронизации разнесенных в пространстве объектов и др.

Сами СНС или, как их еще называют, спутниковые радионавигационные системы (СРНС), не стоят на месте и относятся к одной из наиболее динамично развивающихся областей радиотехники. Они реализуют новые возможности в обеспечении безопасности страны, на транспорте, в народном хозяйстве, науке и образовании, при организации путешествий, в спорте и туризме.

Все это обуславливает устойчивый интерес к СРНС со стороны широкого круга читателей, который не полностью удовлетворяется такими отечественными изданиями, как "Интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС", монографией "Сетевые спутниковые радионавигационные системы" (В.С. Шебшаевич и др.), книгой "Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС", а также публикациями в периодических журналах, которые имеют ограниченный тираж и своих читателей – специалистов, в основном, в области радиотехники, связи и навигации. К тому же, в настоящее время в литературе не в полной мере отражены интенсивно происходящие и намечающиеся изменения в области СРНС, а также других космических и наземных систем.

Это в первую очередь относится к эволюции и серьезной модернизации системы GPS, совместному использованию систем ГЛОНАСС и GPS, созданию таких широкозонных дополнений СРНС, как WAAS, EGNOS, MSAS на основе наземных станций контроля и геостационарных космических аппаратов. Эти изменения касаются работ стран Европейского Союза по созданию Европейской глобальной спутниковой радионавигационной системы Галилео, развития дифференциальных подсистем со станциями наземного базирования, использования фазовых и относительных методов сверхточного определения координат и ориентации, реализации новых конструктивных решений для повышения надежности и помехоустойчивости аппаратуры потребителей, реализации новых методов комплексирования информации СРНС и других систем. Все сказанное должно обеспечить повышение непрерывности, точности и надежности навигационных и временных определений.

Отметим, что большое количество публикаций по перечисленным и смежным вопросам разбросано по многим зарубежным журналам, сборникам трудов конференций и другим источникам, доступ к которым часто затруднен.

Указанные причины оправдывают подготовку и публикацию настоящей книги – справочного и аналитического издания, зачастую охватывающего в обзорной и оперативной

форме выделенные вопросы, позволяющего определить состояние и уловить основные тенденции развития спутниковых радионавигационных систем.

В книге содержатся обширные сведения об аппаратуре потребителей ПО, ее комплексированию с другими средствами и использованию, о возможных помехах. Она включает материалы, относящиеся к правовым и нормативно-техническим проблемам использования СРНС, включая вопросы взаимоотношений владельцев систем, производителей потребительской аппаратуры и пользователей, стандартизации технических решений, наиболее часто встречающихся терминов и определений. В заключение приведен перечень адресов организаций, изданий и календарь наиболее популярных мероприятий на предстоящие годы в области СРНС.

Книга в основном обращена к пользователям спутниковых радионавигационных систем различного уровня подготовки. Поэтому основное внимание обращено на такие характеристики СРНС, как состояние систем, точность определения навигационных параметров и времени, надежность, условия функционирования, эксплуатационные возможности и новые области применения. В ней рассмотрены проблемы взаимоотношения самих систем и потребителей, аппаратуры потребителей и других навигационных средств, базы навигационных данных. В книге содержится новая информация, относящаяся к развитию систем. Используемая новая терминология, как правило, содержит необходимые определения и пояснения.

Читателями книги могут быть инженеры и штурманы, студенты и аспиранты учебных заведений, высокопоставленные менеджеры, озабоченные вопросами развития навигационного обеспечения, повышением эффективности транспорта и производства. Издание будет полезно широкому кругу специалистов в навигации различных подвижных объектов и в смежных областях, таких, как штурманское обеспечение и организация движения воздушного, морского, речного, автомобильного и железнодорожного транспорта, геодезия и картография, землеустройство, мониторинг земной поверхности, обеспечение горных и строительных работ, интенсивное земледелие, синхронизация систем связи и энергетических систем и т.д.

Во многом работа по написанию книги проводилась по инициативе профессора М.С. Ярлыкова в соответствии с планами работ и решениями Российского общественного института навигации.

Автор считает своим приятным долгом выразить признательность и благодарность президенту Российского общественного института навигации профессору А.И. Задорожному, профессорам С.Л. Белгородскому и Г.Ф. Молоканову, президенту отделения "Интернавигация" Международной академии информатизации В.И. Денисову и всему коллективу НТЦ "Интернавигация", деятельность которых была одним из наиболее эффективных стимулов написания книги.

Автор благодарит В.В. Тюбалина за представленные ценные материалы, профессора М.С. Ярлыкова, В.И. Беляева, В.П. Большакова и Н.С. Гордиенко за постоянное внимание и помощь в работе, а также Д.Н. Гордиенко – за помощь в подготовке иллюстраций.

Автор просит свои замечания и предложения по улучшению первого издания книги направлять в адрес издательства "Эко-Трендз".

Глава 1

Требования потребителей к спутниковым радионавигационным системам

До последнего времени создание спутниковых радионавигационных систем осуществлялось в соответствии с требованиями, определяемыми их первоначальным целевым назначением.

Общими при этом были качественные требования глобальности, независимости от гидрометеорологических условий, подстилающей поверхности, рельефа, окружающей растительности, застройки, времени суток и года, непрерывности, неограниченной пропускной способности, практической независимости от высоты над поверхностью земли и других условий движения определяющегося объекта, помехозащищенности и др.

Изучение потребностей гражданских пользователей также указывает на необходимость иметь эти свойства. Однако использование СРНС в интересах местоопределения и навигации гражданских объектов (самолетов и вертолетов, морских и речных судов, автомобилей, топопривязчиков и др.) выдвигает и новые, в ряде случаев более высокие, количественные требования, вытекающие из необходимости обеспечения безопасности и экономичности движения, а также решения специальных задач (наблюдение, аэрофотосъемка, поиск полезных ископаемых, поиск и спасение терпящих бедствие транспортных средств и людей).

Таковыми являются требования к точностным характеристикам, например, к среднеквадратическим ошибкам (СКО) определения навигационных параметров, и к показателям надежности навигационного обеспечения.

Под последними понимаются требования:

- доступности (готовности), мерой которой является вероятность работоспособности РНС перед и в процессе выполнения той или иной задачи;
- целостности, мерой которой является вероятность выявления отказа в течение времени, равного или менее заданного.
- непрерывности обслуживания, мерой которой служит вероятность работоспособности системы в течение наиболее ответственных отрезков времени движения (выполнения задачи).

Требования к навигационному обеспечению различных гражданских объектов, осуществляемому, в частности, с помощью СРНС, впервые в нашей стране сформулированы, обобщены и приведены в Российском радионавигационном плане (РРНП) [1, 2], подготовленном с участием широкого круга специалистов различных заинтересованных ведомств и служб. Они учитывают также положения документов таких международных организаций, как ИКАО (Международная организация гражданской авиации), ИМО (Международная мор-

ская организация), а также ряда национальных радионавигационных планов других стран, например, США.

1.1. Требования к навигационному обеспечению воздушных судов

Эти требования определяются в первую очередь необходимостью обеспечения безопасности полетов ВС в условиях сложившейся структуры деления воздушного пространства. В соответствии с этим рассматриваются различные этапы полета, такие, как полеты по трассам, воздушным линиям, и вне трасс, в аэродромной или аэроузловой зоне, взлет, заход на посадку и посадка. Кроме того, рассматриваются пробег по взлетно-посадочной полосе (ВПП) и руление по рулежным дорожкам.

В табл. 1.1 приведены по данным РРНП требуемые среднеквадратические погрешности определения плановых координат и высоты полета воздушного судна (ВС) (абсолютной – по трассам и местным линиям, геометрической – при заходе на посадку). Требуемые показатели даны для основных решаемых задач, таких, как маршрутный полет, полет в зоне аэродрома, специальный полет, заход на посадку. Для задачи захода на посадку по категориям ИКАО указаны высоты над ВПП, на которых должна осуществляться проверка точностных характеристик.

Таблица 1.1. Требования к точности определения координат и высоты полета ВС

Решаемые задачи	Точность определения координат (СКО), м	Точность определения высоты (СКО), м
Маршрутный полет:		
Над океаном (безориентирная местность)	5800	30...40
Трассы шириной 20 км	2500	30...40
Трассы шириной 10 км	1250	30...40
Местные воздушные линии I категории	500	30...40
Местные воздушные линии II категории	250	30...40
Полет в зоне аэродрома	200	
Специальные полеты (для разведки полезных ископаемых, поиска и спасения и др.)	1...10	
Некатегорированный (неточный) заход на посадку	50	
Заход на посадку по I-й категории Н=30 м	4,5...8,5	1,5...2
Заход на посадку по II-й категории Н=15 м	2,3...2,6	0,7...0,85
Заход на посадку по III-й категории Н=2,4 м	2,0	0,2...0,3

Требования к доступности зависят от этапов полета и интенсивности воздушного движения. Численные значения доступности при маршрутных полетах составляют 0,999...0,99999; при полете в зоне аэродрома и некатегорированном заходе на посадку – 0,99999. Требования по доступности для захода на посадку и посадки по категориям ИКАО соответствуют требованиям к системам инструментальной посадки. Численные значения их близки к 1 [1, 2].

Требования к целостности составляют для маршрутных полетов, полетов в зоне аэродрома и некатегорированном заходе на посадку – 0,999 при допустимом времени предупреждения соответственно 10 с, 10 с и 2 с, а для захода и посадки по I, II и III категориям ИКАО – 0,999999, 0,9999999 и 0,999999995 при допустимом времени предупреждения не более 1 с [1, 2].

"Непрерывный рост объемов авиаперевозок предьявляет постоянно возрастающие требования к пропускной способности воздушного пространства и обуславливает необходимость его оптимального использования. Эти факторы, в том числе возможность обеспечения эксплуатации за счет использования спрямленных маршрутов, а также повышенная точность современных навигационных систем, предопределили появление концепции RNP" [2], т.е. требуемых навигационных характеристик (ТНХ).

Концепция RNP, как полагает ИКАО, определяет характеристики средств навигации в пределах определенного района воздушного пространства и поэтому оказывает влияние как на воздушное пространство, так и на воздушное судно.

Тип RNP определяет точность выдерживания навигационных характеристик всеми пользователями и при всех сочетаниях навигационных систем в пределах некоторого воздушного пространства. RNP могут устанавливаться для маршрута, ряда маршрутов, района, объема воздушного пространства, которые выбираются специалистами по воздушному планированию или полномочными органами.

Определены 4 типа RNP при маршрутных полетах: RNP1 соответствует половине полосы, внутри которой с вероятностью (P) 95% должно оставаться воздушное судно (ВС), в 1,85 км (1,0 морская миля), RNP4 – в 7,4 км (4,0 морских мили), RNP12,6 – в 23,3 км (12,6 морских мили), RNP20 – в 37,0 км (20,0 морских миль).

Тип RNP 1 предусматривается для обеспечения наиболее эффективных полетов по маршрутам ОВД в результате использования наиболее точной информации о местоположении, а также для обеспечения полетов и организации воздушного пространства при переходе из зоны аэродрома к требуемому маршруту и в обратном порядке.

Тип RNP 4 предназначается для маршрутов ОВД и схем воздушного пространства, основанных на ограниченном расстоянии между навигационными средствами. Этот тип предназначен для использования в континентальном воздушном пространстве.

Тип RNP 12,6 обеспечивает ограниченную оптимизацию маршрутов в районе с пониженным уровнем обеспечения навигационными средствами, в любом контролируемом воздушном пространстве в любое время.

Тип RNP 20 – это минимальный уровень, который должен обеспечиваться любым ВС в любом контролируемом воздушном пространстве в любое время.

RNP для операций захода на посадку, посадки и вылета приведены в табл. 1.2 (по данным добавления к проекту руководства ИКАО по ТНХ [3], представленному 25.6.1997 г. на 16-м совещании AWOP/16-DP/3). Сокращение RNP 0,3/125, в частности, предполагает, что самолетовождение должно осуществляться с точностью 0,3 морских мили (556 м) по боку и 38 м по высоте. RNP 0,003 учитывает невозможность предьявления требований по высоте при выравнивании и пробеге. Поэтому в случае категории III целесообразно обращаться к данным табл. 1.1.

Таблица 1.2. RNP для операций захода на посадку, посадки и вылета

Тип RNP	Этап полета	Точность (по боку/по вертикали), м, $P=95\%$	Интервал удерживания (по боку/по вертикали), м	Целостность	Непрерывность и критическое время
RNP 1	Полет по маршруту и участок перехода к заходу на посадку и от этапа вылета	± 1853			
RNP 0,5	Начальный участок захода на посадку, вылет	± 926	± 1853	1-E-5/ч	1-E-4/ч
RNP 0,3	Начальный или промежуточный участок захода на посадку, неточный заход на посадку, вылет	± 556	± 1112	1-E-5/ч	1-E-4/ч
RNP 0,3/125	Заход на посадку по приборам с наведением в вертикальном канале	$\pm 556/38$	$\pm 1112/76$	1-E-5/ч	1-E-4/ч
RNP 0,03/50	Точный заход на посадку до высоты 100 м (обеспечивает операции категории I)	$\pm 56/15$	$\pm 167/46$	$1-3,5 \cdot E-7$ (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 6 с	1-E-5 (в любой интервал 15 с)
RNP 0,02/40	Точный заход на посадку до высоты 60 м (обеспечивает операции категории I)	$\pm 37/12$	$\pm 111/47$	$1-3,5 \cdot E-7$ (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 6 с	1-E-5 (в любой интервал 15 с)
RNP 0,01/15	Точный заход на посадку до высоты 30 м (обеспечивает операции категории II)	$\pm 19/5$	$\pm 56/14$	$1-2,5 \cdot E-9$ (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 1 с	$1-6 \cdot E-6$ (в любой интервал 15 с)
RNP 0,003	Точный заход на посадку до высоты менее 30 м, посадка и вылет, а также управление при пробеге (обеспечивает операции категории III)	± 6 (включает требования к касанию, пробегу при посадке и разбегу при взлете)	± 17	$1-2 \cdot E-9$ (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 1 с	$1-6 \cdot E-6$ (в любой интервал 30 с)

Одновременно в табл. 1.3 на основании [3] приведены требования к готовности (доступности) для указанных RNP.

Таблица 1.3. Требования к готовности

Тип RNP	Готовность
RNP 0,5	0,95
RNP 0,3	0,95
RNP 0,3/125	0,95
RNP 0,03/50	0,9975
RNP 0,02/40	0,9985
RNP 0,01/15	0,9985
RNP 0,003	0,999

Предполагается, что приведенные требования могут послужить основой для создания нормативных документов типа SARPS (Standards and Recommended Practices) к различным техническим системам, в том числе и спутниковым.

Необходимо отметить, что концепция RNP продолжает развиваться. В частности, требуемые характеристики уточняются для осуществления режима 4-D навигации и обеспечения управления полетом при заходе на посадку с учетом времени [4].

1.2. Требования к навигационному обеспечению морских судов

Требования к навигационным средствам морских судов (МС), которые предъявляются сейчас и к СРНС, вытекают из необходимости обеспечения безопасности и экономичности плавания. Они зависят от районов и этапов судовождения [1, 2]: в открытом море (океане); в прибрежной зоне (на удалении менее 50 миль от берега); в узкостях, при входах в порты и гавани; в акваториях портов.

Международные требования к точности и надежности навигационного обеспечения морских судов в зависимости от районов плавания определяются ИМО.

Требования к навигационному обеспечению судоходства при входах в порты, гавани, в узкостях и в акваториях портов определяются соответствующими национальными администрациями.

В табл. 1.4 приведены обобщенные требования к навигационному обеспечению морских судов [1].

Необходимо отметить, что приведенные требования находятся в состоянии перманентных корректировок и уточнений, в основном, в сторону их повышения. Это объясняется постоянно возрастающей ценой навигационных ошибок, особенно в условиях роста тоннажа танкеров, опасности и стоимости последствий возможных экологических катастроф из-за столкновений с препятствиями и посадками на мель.

Всем памятна катастрофа с танкером "Эксон Валдис" и недавняя катастрофа танкера "Находка", которая помимо загрязнения района катастрофы привела к серьезному напряжению при обеспечении жизни всего региона Камчатки.

Огромный общественный резонанс вызвала и катастрофа пассажирского судна "Адмирал Нахимов", повлекшая за собой смерть сотен людей, которой можно было бы избежать при более совершенном навигационном обеспечении.

Исключительно велика также роль точного местоопределения при проведении народнохозяйственных работ на шельфе, таких, как геологоразведка и добыча полезных ископаемых.

Таблица 1.4. Требования к точности и надежности определения координат морских судов

Решаемые задачи	Точность (СКО), м	Доступность	Целостность*
Плавание в открытом море (океане)	1400...3700	0,99	0,99
Плавание в прибрежной зоне	100...460	0,99...0,997**	0,99
Прохождение узкостей, заходы в порты	<20	0,99...0,997**	0,99
Маневрирование в портах	8	0,997	0,99
Картография и океанография	0,25...5	0,99	0,9...0,99
Геологоразведка, добыча полезных ископаемых	1...5	0,99	0,9...0,99

* Допустимое время предупреждения находится в пределах от единиц секунд до единиц минут в зависимости от задачи и типа МС.

** Значение 0,997 относится к МС большого тоннажа.

Для обеспечения и экономичности движения МС пока не сформулированы требования к определению скорости и времени. Однако представляется, что качественное решение задачи проводки большегрузных танкеров в узкостях, посадки ВС (вертолета) на палубу МС в условиях сильного волнения и, особенно, шторма может быть осуществлено лишь при получении качественной информации о горизонтальных и вертикальной составляющих скорости МС.

Добавим, что точная корректировка шкалы времени МС также, как и ВС, позволит, в частности, эффективно решать задачи обеспечения надежного опознавания, связи и т.д., а задача буксировки по морю высотных платформ для добычи полезных ископаемых может потребовать и информации о пространственной ориентации объекта с точностью (СКО) до единиц – долей угловых минут.

1.3. Требования к навигационному обеспечению судов речного флота

Для речных потребителей исходными при определении требований к радионавигационным системам являются основные характеристики внутренних водных путей, а именно: габариты судового хода, его глубина и соотношения главным размерам судов (длина, ширина, осадка).

Требования речных потребителей к доступности РНС зависят от районов плавания и составляют: по Единой глубоководной системе Европейской части России – 0,999; по рекам Сибири – 0,99. Требования речных потребителей к целостности составляют для движения по внутренним водным путям – 0,99.

В табл. 1.5 и 1.6 приведены требования речных потребителей к точности определения места судна в зависимости от решаемых задач и районов плавания для крупногабаритных судов (типа Волга-Дон) [2].

Таблица 1.5. Требования речных потребителей к навигационному обеспечению

Решаемые задачи	Районы плавания	Точность измерения координат, м
Движение судна по внутренним водным путям	1. Озера, водохранилища	25,0
	2. Свободные реки:	
	– европейской части России	3,0...5,0
	– Сибири	5,0...15,0
	– каналы	3,0...5,0

Таблица 1.6. Обобщенные требования речных потребителей к навигационному обеспечению

Решаемые задачи	Достоверность	Рабочая зона	Точность (СКО), м	Доступность	Целостность
Движение судна по внутренним водным путям	0,99	Региональная: локальная зональная	3...5 5...15	0,999 0,99	0,99
Картография	– " –	– " –	0,25...0,5 0,5...3,0	0,99	0,9
Расстановка знаков судоходной обстановки	– " –	– " –	– " –	0,99	0,9
Изыскательская работа по замеру глубин и определению габаритов внутренних водных путей	– " –	– " –	– " –	0,99	0,9
Диспетчерские задачи по управлению	– " –	– " –	100	0,99	0,9

1.4. Требования к навигационному обеспечению наземных объектов

К наземным объектам относятся автомобильный и железнодорожный транспорт, объекты геологоразведывательных подразделений, топогеодезических и землеустроительных служб [2].

Требования наземных потребителей к точности местоопределения транспортных средств зависят от предназначения тех или иных технологий контроля и управления транспортными процессами. При решении большинства задач, связанных с обеспечением безопасности движения и организации перевозок пассажиров и грузов в процессе хозяйственной деятельности, требования к точности местоопределения транспортных средств с погрешностью не хуже 100 м (предельная погрешность) в настоящее время удовлетворяют потребности автомобильно-дорожной отрасли. При решении специальных задач (слежение за экологически опасными грузами, защита от угона и поиск угнанных средств и т.д.) требования к точности местоопределения являются более высокими – не хуже 5...15 м (предельная погрешность).

Требования наземных потребителей к размерам рабочей зоны задаются исходя из анализа территориально-пространственных условий реализации задач, использующих информационные технологии:

- территория Российской Федерации, территории стран ближнего и дальнего зарубежья – при организации внутрироссийских и межгосударственных перевозок;
- глобальная зона – при организации смешанных перевозок, включающих перевозку грузов речным и морским транспортом.

Требования к дискретности (темпу) обновления координатной информации задаются на основании анализа структуры тех или иных технологий:

- при контроле и управлении большими группировками (системами) транспортных средств – не более 1 с (по каждому транспортному средству, входящему в состав группировки);
- при решении специальных задач – не более 1 с;
- при контроле и управлении одиночными транспортными средствами при их движении в условиях города и по магистралям – 0,5...1 мин.

При формировании требований к доступности наземных потребителей к радионавигационным системам исходят из критериев решения (достижения) тех или иных задач, реализуемых при использовании соответствующих технологий контроля и управления транспортными процессами.

При контроле и управлении большими группировками транспортных средств, а также при решении специальных задач допускается не более одного процента сеансов навигации, в которых не выполняются требования по точности. Отсюда требование к доступности данной категории транспортных средств к РНС определяется значением вероятности не менее – 0,99.

При контроле и управлении одиночными транспортными средствами допустимая доля сеансов, в которых требования по точности не выполняются, может составлять величину до 5 %, что обуславливает значение требований к доступности РНС для одиночных транспортных средств на уровне 0,95.

Требования потребителей автомобильно-дорожного комплекса к целостности РНС задаются исходя из возможностей парирования в автоматизированных системах контроля и управления транспортными процессами тех временных интервалов, на которых потребителям поступает от РНС недостоверная (ложная) навигационная информация. Противодействовать такой информации системы управления транспортными процессами могут ограниченное время. Именно численное значение возможного времени противодействия ложной информации в системах диспетчерского контроля и управления с заданным уровнем вероятности, по истечении которого должно поступить сообщение о нарушении функционирования РНС, задается в качестве показателя ее целостности.

В существующих системах диспетчерского контроля и управления транспортными процессами время, затрачиваемое на обнаружение и доведение до потребителя сообщений (команд) об исключении из числа действующих ложных источников навигационных сигналов, не должно превышать 15...30 с с вероятностью 0,95.

Требования потребителей наземного транспорта к радионавигационным системам в обобщенном виде представлены в табл. 1.7 [2].

Для решения прикладных задач геодезии измерения выполняются относительно пунктов опорной геодезической сети с использованием способов относительных определений. Выход на сантиметровый уровень точности астрономо-геодезических сетей к 2000 г., а в дальнейшем – на миллиметровый уровень к 2010 г. является одной из основных целей обеспечения решения задач геодинамики. Это особенно важно для обширных сейсмоактивных районов в интересах решения задач прогнозирования землетрясений.

Таблица 1.7. Требования наземных потребителей к радионавигационным системам

Решаемые задачи	Характеристики				
	Рабочая зона	Точность (пред.), м	Темп обновления	Доступность	Целостность $T_{\text{восст}}$, с
Контроль и управление движением транспортных средств: большие группировки одиночные средства при решении специальных задач	РФ	100	1 с	0,99	15...30; $P=0,9$
	РФ, СНГ	100	0,5...1 мин	0,95	15...30; $P=0,9$
	РФ	5...15	1 с	0,99	15...30; $P=0,9$

Требуемый уровень точности определения координат межевых знаков относительно пунктов Государственных геодезических сетей вытекает из требований к геодезическому обоснованию кадастровых съемок крупного масштаба и закреплению границ землепользования.

Фундаментальные задачи решаются средствами и методами спутниковой и традиционной наземной геодезии и гравиметрии.

Прикладные задачи геодезии решаются методами и средствами наземной геодезии, гравиметрии.

Для решения фундаментальных и прикладных задач геодезии ведутся исследования по разработке новых методов и средств и, в первую очередь, по использованию космических радионавигационных систем и космических геодезических комплексов.

Требования к геодезической привязке различных групп потребителей значительно отличаются по точности и оперативности. Требования геологоразведки и добычи полезных ископаемых по координатам, а также привязки наземных радиосредств составляют при этом 1...5 м, а необходимая точность (СКО) проведения топогеодезических и землеустроительных работ оказывается в диапазоне от 0,01 до 5 м [2].

В табл. 1.8 приведены требования потребителей к точности геодезического обеспечения при решении специальных задач.

Таблица 1.8. Требования потребителей к точности геодезического обеспечения

Задачи геодезического обеспечения	Потребители	Требования к точности (СКО)
Создание геоцентрической системы координат (точность отнесения к центру масс Земли), м	Космические исследования, фундаментальная наука	1,0
Определение параметров гравитационного поля Земли: высоты геоида (глобально), м уклонения отвесной линии, сек. дуги	Навигация, фундаментальная наука, океанография, космическая геодезия	1,0 0,5...1,0
Определение связей систем координат: линейные элементы, м угловые элементы, угл. с	Навигация, фундаментальная наука, океанография, космическая геодезия	1,0 0,03

Условия использования наземных средств, как правило, не ведут к предъявлению специальных требований к определению скорости. Однако ряд служб и систем нуждаются в едином точном времени при управлении разнесенными в пространстве объектами, при испытаниях, при синхронизации систем связи, опознавания, при проведении тонких научных исследований и т.д. Требуемая точность может составить десятки и даже единицы наносекунд (по крайней мере в относительном режиме).

Кроме того, строительство и топогеодезические работы в ряде случаев также требуют информации о пространственной ориентации объектов в условиях ограниченной видимости с точностью (СКО) до единиц – долей угловых минут.

1.5. Требования к навигационному обеспечению космических средств

Точность (СКО) навигационного обеспечения космических средств задавалась на уровне от 300 до 3000 м при доступности 0,95...0,997 [1] и, по всей видимости, будет в дальнейшем уточняться до нескольких десятков и, возможно, единиц метров при решении, например, задач привязки изображений при космическом мониторинге земной поверхности, экстренной посадки на наземный аэродром в условиях категорий ИКАО (табл. 1.1-1.3) и др. Следует также ожидать предъявления достаточно высоких требований к точности определения скорости, которая необходима, в частности, при сближении и стыковке космических средств.

Отметим, что приведенные общие требования потребителей детализируются в ряде других документов, издаваемых такими организациями, как ИКАО, ИМО, RTCA, RTCM и др. Работа по уточнению и проверке выполнения требований продолжается [4-8].

Литература к главе 1

1. Российский радионавигационный план. НТЦ "Интернавигация", версия 1, – М., 1994.
2. Российский радионавигационный план. НТЦ "Интернавигация", версия 2, – М., 1997.
3. Добавление В к "Проекту руководства по требуемым навигационным характеристикам для выполнения заходов на посадку, посадок и вылетов". Материалы AWOP/16-DP/3, Монреаль, 23.6.97-4.7.97.
4. Ober Ir. P.B., et al. RNP Requirements for 4-D Navigation, ION GPS-98 Proc., Nashville.
5. Lorenz M., et al. WAAS MOPS Requirements – Validation Testing and Results, ION GPS-98 Proc., Nashville.
6. Farnworth R, et al. EGNOS Operational Test and Validation for Civil Aviation – User Requirements, ION GPS-98 Proc., Nashville.
7. Johnson G., Gallimore I. Requirements for GPS-based Aircraft Carrier Precision Approach and Landing, ION GPS-98 Proc., Nashville.
8. Федеральный радионавигационный план, США, 1999.

Глава 2

Спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС

2.1. История создания системы

Развитие отечественной спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС имеет уже практически 40-летнюю историю, начало которой положено, как чаще всего считают, запуском 4 октября 1957 года в Советском Союзе первого в истории человечества искусственного спутника Земли [1, 2]. Измерения доплеровского сдвига частоты передатчика этого ИСЗ на пункте наблюдения с известными координатами позволили [2] определять параметры движения этого спутника.

Обратная задача была очевидной: по измерениям того же доплеровского сдвига при известных координатах ИСЗ определить координаты пункта наблюдения [2, 3].

В то же время, как свидетельствует [3], первое научно-обоснованное предложение об использовании ИСЗ для навигации родилось в Ленинграде еще до запуска первого советского ИСЗ в период проведения под руководством профессора Шебшаевича В.С. в Ленинградской военно-воздушной инженерной академии (ЛВВИА) им. А.Ф. Можайского в период с 1955 по 1957 г.г. исследований возможностей радиоастрономических методов для самолетовождения [3]. Материалы исследований докладывались в октябре и декабре 1957 года на межведомственной конференции и семинаре [4].

Научные основы низкоорбитальных СРНС были существенно развиты в процессе выполнения исследований по теме "Спутник" (1958-1959 г.г.), которые осуществляли ЛВВИА им. А.Ф. Можайского, Институт теоретической астрономии АН СССР, Институт электромеханики АН СССР, два морских НИИ и Горьковский НИРФИ. Работы проводились с участием крупных специалистов по аналитической механике (член-корр. АН СССР А.И. Лурье) и расчетам орбит (проф. П.Е. Эльясберг). В коллективах этих организаций по проблеме активно работали М.М. Кобрин, Ю.В. Батраков, Е.Д. Голиков, В.П. Заколюдажный, Э.А. Жижемский, А.А. Колосов, Л.И. Кузнецов, В.Ф. Проскурин, А.Н. Радченко, Н.К. Сергеев, Б.А. Смольников, Е.Ф. Суворов, В.А. Фуфаев, Г.И. Черепанов, Е.П. Чуров, В.И. Юницкий и др. [3]. Основное внимание при этом уделялось вопросам повышения точности навигационных определений, обеспечения глобальности, круглосуточности применения и независимости от погодных условий.

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

Вот что писал в 1992 году о решении этой задачи Генеральный конструктор космических систем навигации и связи академик М.Ф. Решетнев [1]:

"Полномасштабные работы по созданию отечественной навигационной спутниковой системы были развернуты в середине 60-х годов, а 27.11.1967 года был выведен на орбиту первый навигационный отечественный спутник" ("Космос-192").

В дальнейшем спутники системы "Цикада" были дооборудованы приемной измерительной аппаратурой обнаружения терпящих бедствие объектов.

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

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

Второй проблемой создания высокоорбитальной навигационной системы является высокоточное определение и прогнозирование параметров орбит навигационных спутников.

Летные испытания высокоорбитальной отечественной навигационной системы, получившей название ГЛОНАСС, были начаты в октябре 1982 года запуском спутника "Космос-1413"....

В 1995 году было завершено развертывание СРНС ГЛОНАСС до ее штатного состава (24 КА). Современное состояние системы характеризуется материалами раздела 2.8.

Разработаны самолетная аппаратура А-744, СНС-85, наземная аппаратура АСН-15 (РИРВ), морская аппаратура "Шкипер" и "Репер" (РНИИ КП), "Бриз" (КБ "Навис"), самолетная аппаратура А-737, "Интер" (МКБ "Компас") и др. [6, 7].

Основным заказчиком и ответственным за испытания и управление системой являются Военно-космические силы (ВКС) РФ (сейчас Ракетные войска стратегического назначения, РВСН).

Основными направлениями дальнейших работ по системе определены [8]:

- модернизация СРНС ГЛОНАСС на основе модернизированного спутника ГЛОНАСС-М с повышенным гарантийным сроком службы (пять и более лет вместо трех в настоящее время) и более совершенными техническими характеристиками, что позволило бы повысить надежность и точность системы в целом;
- работы по внедрению технологии спутниковой навигации в отечественную экономику, науку и технику, а также создание нового поколения навигационной аппаратуры потребителей, станций дифференциальных поправок и контроля целостности;
- разработка и реализация концепции Российской широкозонной дифференциальной подсистемы на базе инфраструктуры ВКС и ее взаимодействия с ведомственными региональными и локальными дифференциальными подсистемами, находящимися как на территории России, так и за рубежом;
- развитие сотрудничества с различными международными и зарубежными организациями и фирмами в области расширения использования возможностей навигационной системы ГЛОНАСС для широкого круга потребителей;
- решение вопросов, связанных с использованием совместных навигационных полей систем ГЛОНАСС и GPS в интересах широкого круга потребителей мирового сообщества.

Среди последних вопросов:

- поиск единых подходов к вопросу предоставления услуг мировому сообществу со стороны космических навигационных систем;
- согласование опорных систем координат и системных шкал времени;
- выработка мер по недопущению использования возможностей космических навигационных систем в интересах террористических режимов и группировок.

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

Ряд подробностей по истории создания системы приведен в [9-11].

2.2. Назначение, общая характеристика и состав системы

Основное назначение СНРС второго поколения ГЛОНАСС – глобальная оперативная навигация приземных подвижных объектов: наземных (сухопутных, морских, воздушных) и низкоорбитальных космических. Термин "глобальная оперативная навигация" означает, что подвижной объект, оснащенный навигационной аппаратурой потребителей (НАП), может в любом месте приземного пространства в любой момент времени определить (уточнить) параметры своего движения – три координаты и три составляющие вектора скорости [12].

Система разработана по заказу и находится под управлением Министерства обороны РФ (РВСН). Распоряжением Президента РФ №38-рп от 18.2.99 г. ГЛОНАСС придан статус системы двойного (военного и гражданского) назначения [13]. Определено также, что федеральными органами исполнительной власти, ответственными за ее использование, поддержание и развитие, являются Министерство обороны и Российское космическое агентство (сейчас Российское авиационно-космическое агентство). Координация вопросов развития и использования системы осуществляется Межведомственной комиссией "Интернавигация" и образованной в соответствии с Постановлением Правительства Российской Федерации №346 от 29.3.1999 г. межведомственной оперативной группой.

В интересах мирового сообщества ГЛОНАСС используется в соответствии с Постановлениями Правительства Российской Федерации №237 от 7.3.1995 г. и №346 от 29.3.1999 г. Россия предоставляет систему в стандартном режиме для гражданского, коммерческого и научного использования без взимания за это специальной платы.

Основным разработчиком и создателем по системе в целом и по космическому сегменту являются НПО прикладной механики (г. Красноярск), а по НКА – ПО "Полет" (г. Омск).

Главным разработчиком радиотехнических комплексов (подсистем) является РНИИ КП; ответственным за создание временного комплекса, системы синхронизации и навигационной аппаратуры потребителей определен Российский институт радионавигации и времени. К созданию НАП в последующем были подключены и самостоятельно подключились также другие организации (глава 9).

Документом, устанавливающим взаимоотношения потребителей с системой, является Интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС [14]. Информирование потребителей о состоянии системы осуществляется через Координационный научно-информационный центр Министерства обороны Российской Федерации (КНИЦ МО РФ), а также через Информационно-аналитический центр (ИАЦ) Координатно-Временного Обеспечения (КВО) Центра управления полетами (ЦУП) Российского авиационно-космического агентства.

В ГЛОНАСС применяются навигационные космические аппараты (НКА) на круговых геоцентрических орбитах с высотой ~20000 км над поверхностью Земли. Благодаря использо-

ванию в бортовых эталонах времени и частоты (БЭВЧ) НКА атомных стандартов частоты (АСЧ) в системе обеспечивается взаимная синхронизация навигационных радиосигналов, излучаемых орбитальной группировкой НКА. В НАП на подвижном объекте в сеансе навигации принимаются радиосигналы не менее чем от четырех радиовидимых НКА и используются для измерения не менее, чем четырех соответствующих псевдодальностей (ПД) и радиальных псевдоскоростей (ПС). Результаты измерений и эфемеридная информация (ЭИ), принятая от каждого НКА, позволяют определить (уточнить) три координаты и три составляющие вектора скорости подвижного объекта и определить смещение шкалы времени (ШВ) объекта относительно ШВ системы. В СРНС число потребителей не ограничивается, поскольку НАП не передает радиосигналы на НКА, а только принимает их от НКА (пассивная навигация).

Радионавигационное поле СРНС ГЛОНАСС наряду с основной функцией (глобальная оперативная навигация приземных подвижных объектов) позволяет проводить [12]:

- локальную высокоточную навигацию наземных подвижных объектов (сухопутных, морских, воздушных) на основе дифференциальных методов навигации с применением стационарных наземных корректирующих станций и НКА;
- высокоточную взаимную геодезическую "привязку" удаленных наземных объектов;
- взаимную синхронизацию стандартов частоты и времени на удаленных наземных объектах;
- неоперативную автономную навигацию низко- и среднеорбитальных космических объектов;
- определение ориентации объекта на основе радионтерферометрических измерений на объекте с помощью навигационных радиосигналов, принимаемых разнесенными антеннами.

СРНС ГЛОНАСС включает в себя три сегмента: космический сегмент с орбитальной группировкой (ОГ) НКА; сегмент управления – наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой НКА; сегмент НАП – аппаратуры пользователей (рис. 2.1).

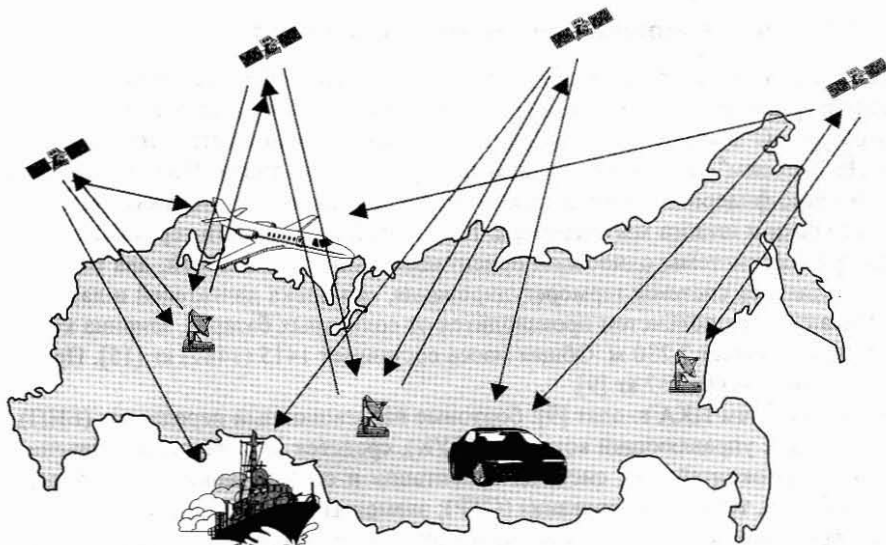


Рис. 2.1. Система ГЛОНАСС

2.3. Космический сегмент

2.3.1. Орбитальная группировка

Полная орбитальная группировка (ОГ) в ГЛОНАСС [12] содержит 24 штатных НКА на круговых орбитах с наклонением $i=64,8^\circ$ в трех орбитальных плоскостях по восемь НКА в каждой. Долготы восходящих узлов трех орбитальных плоскостей различаются номинально на 120° . Номинальный период обращения НКА равен $T=11$ ч 15 мин 44 с, и, соответственно, номинальная высота круговой орбиты составляет 19100 км над поверхностью Земли. В каждой орбитальной плоскости восемь НКА разнесены по аргументу широты номинально через 45° , и аргументы широты восьми НКА в трех орбитальных плоскостях сдвинуты на $\pm 15^\circ$. За время эксплуатации НКА на орбите (до пяти лет) реальные положения НКА в ОГ могут отличаться от номинальных не более чем на $\pm 5^\circ$.

Для сравнения здесь отметим, что полная ОГ в системе GPS содержит 24 штатных НКА на круговых синхронных орбитах с периодом обращения $T=12$ ч 00 мин (высота орбиты составляет около 20000 км над поверхностью Земли) в шести орбитальных плоскостях (по четыре НКА в каждой) с наклонением $i=55^\circ$, а долготы восходящих узлов которых смещены с интервалом номинально 60° .

Орбитальная группировка НКА с несинхронными круговыми орбитами ($T \approx 11$ ч 16 мин) в системе ГЛОНАСС более стабильна по сравнению с ОГ НКА с синхронными круговыми орбитами ($T=12$ ч 00 мин) в системе GPS. Данное обстоятельство можно объяснить следующим образом. Синхронная орбита НКА имеет двухвитковый след на поверхности Земли, и возмущения орбит отдельных НКА, обусловленные нецентральностью поля тяготения Земли, будут заметно отличаться. Несинхронная круговая орбита имеет многовитковый след на поверхности Земли, и возмущения орбит для всех НКА в ОГ будут практически одинаковы [12]. Орбитальное построение ГЛОНАСС может быть схематично проиллюстрировано рис. 2.2, на которой выделены орбитальные плоскости и точки "размещения" НКА.

2.3.2. Навигационный космический аппарат

Общий вид НКА представлен на рис. 2.3. Основу НКА составляет цилиндрический гермоконтейнер диаметром 1,350 м, в котором размещаются служебные системы и специальная аппаратура. С выдвинутой (раскрытой) штангой магнитометра его длина составляет 7,840 м. На "нижнем" (в положении штатной ориентации) днище НКА смонтирована платформа с антенно-фидерными устройствами и панелью уголкового отражателя; на "верхнем" – топливные баки и штанга магнитометра. На боковой поверхности гермоконтейнера закреплены два привода системы одноосной ориентации солнечных батарей, два раскрывающихся на орбите радиатора системы терморегулирования, два блока двигателей и датчики ориентации [9]. Питание всех подсистем производится от солнечных батарей, ширина которых в раскрытом виде составляет 7,230 м. Общая масса составляет 1415 (1487) кг [15]. При этом масса конструкции равна всего 237 кг [9].

В число систем НКА входят [9]: бортовые навигационный передатчик (БНП), хронизатор (БХ) ("часы"), управляющий комплекс (БУК), средства заправки и обеспечения параметров среды в гермоконтейнере; системы ориентации и стабилизации (СО), коррекции, электропитания (СЭП), терморегулирования (СТР); элементы конструкции и кабельная сеть.

Время активного существования на орбите составляет 3 (5) лет [15]. Расчеты этого показателя по данным [9] дают $\sim 3,5$ года.

19 января 1999 г. 9:00 UTC

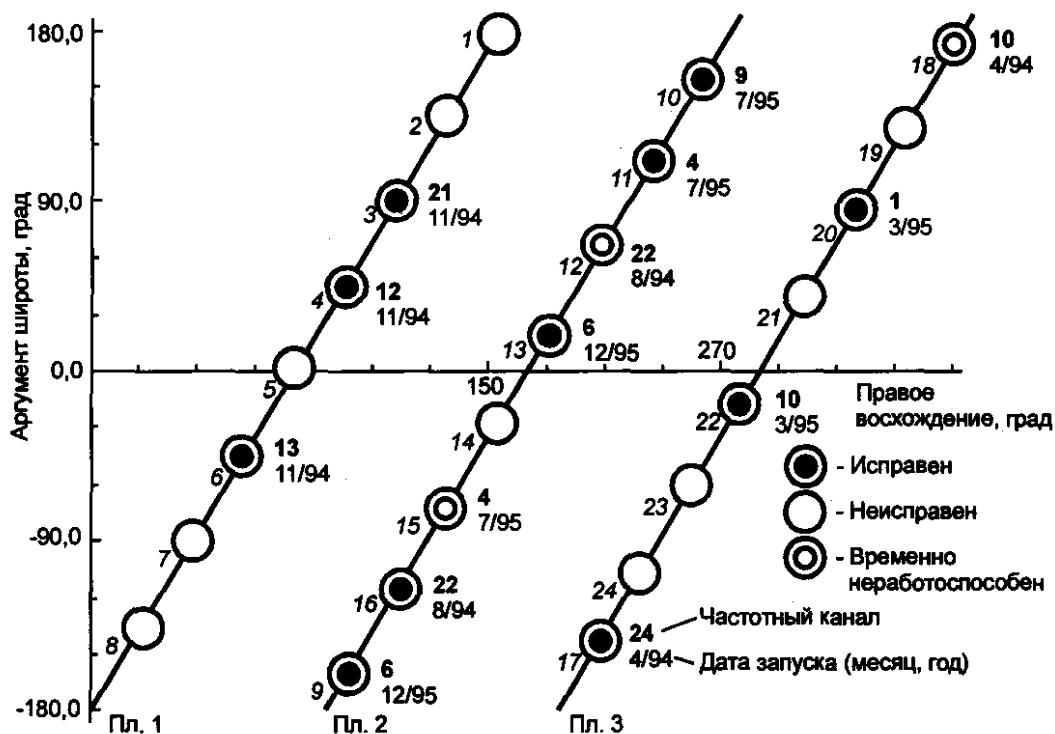


Рис. 2.2. Размещение НКА ГЛОНАСС на орбитах

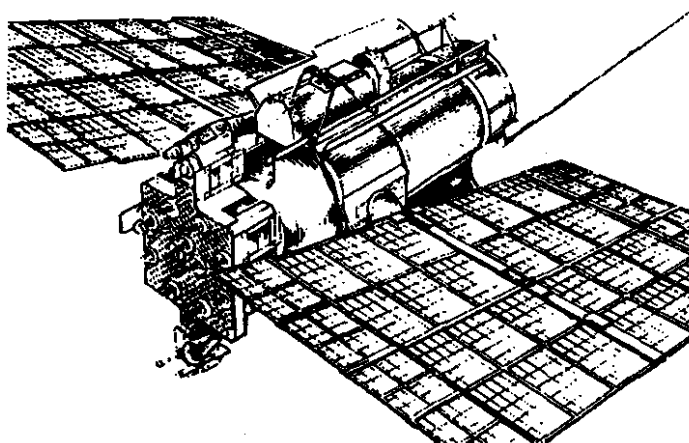


Рис. 2.3. НКА ГЛОНАСС

Аппаратура НКА предназначена для выполнения следующих основных функций [9]:

- излучения высокостабильных навигационных сигналов стандартной и высокой точности (СТ и ВТ соответственно) в дециметровом диапазоне волн без преднамеренного ухудшения характеристик;
- приема, хранения, формирования и передачи навигационной информации (данных);
- формирования, оцифровки, хранения и передачи сигналов времени;
- ретрансляции или излучения сигналов для радиоконтроля орбиты спутника и определения поправок к бортовой шкале времени;
- приема, квитирования, дешифровки и обработки разовых команд;
- приема, запоминания и обработки программ управления режимами функционирования спутника на орбите;
- формирования телеметрических данных о состоянии бортовой аппаратуры и передачи их в наземный комплекс управления (НКУ);
- приема и обработки кодов коррекции и фазирования бортовой шкалы времени;
- выработки и передачи сигналов "Вызов НКУ" при сбое или выходе важных контролируемых параметров за пределы нормы;
- анализа и контроля состояния бортовой аппаратуры (совместно с НКУ) и выработки управляющих команд, а также сигналов "исправности" (целостности).

2.3.3. Структура навигационных радиосигналов

В системе ГЛОНАСС каждый штатный НКА в ОГ постоянно излучает шумоподобные непрерывные навигационные радиосигналы в двух диапазонах частот 1600 МГц (L1) и 1250 МГц (L2). В НАП навигационные измерения в двух диапазонах частот позволяют исключить ионосферные погрешности измерений.

Каждый НКА имеет цезиевый АСЧ, используемый для формирования бортовой шкалы (БШВ) и навигационных радиосигналов 1600 МГц и 1250 МГц.

Шумоподобные навигационные радиосигналы в ОГ НКА различаются несущими частотами. Поскольку для взаимноантиподных НКА в орбитальных плоскостях можно применять одинаковые несущие частоты, то для 24 штатных НКА минимально необходимое число несущих частот в каждом диапазоне частот равно 12. Данное утверждение достаточно очевидно, если иметь в виду наземных потребителей (сухопутных, морских, воздушных), поскольку в зоне радиовидимости наземного потребителя не могут одновременно находиться взаимноантиподные НКА. Космический потребитель может одновременно "видеть" взаимноантиподные НКА. Однако имеются два благоприятных обстоятельства.

1. Из двух взаимноантиподных НКА хотя бы один будет находиться ниже местного горизонта по отношению к космическому потребителю. Практически невозможно применить на космическом объекте одну широконаправленную антенну, способную принимать навигационные радиосигналы от всех "видимых" НКА выше и ниже местного горизонта. Поэтому в НАП на космическом объекте применяют: либо одну широконаправленную антенну для приема навигационных радиосигналов от НКА, находящихся выше местного горизонта, либо несколько антенн и несколько приемников для приема навигационных радиосигналов от НКА, находящихся выше и ниже местного горизонта.

В обоих вариантах НАП на космическом объекте будет осуществлять эффективную пространственную селекцию навигационных радиосигналов от взаимноантиподных НКА.

2. В НАП в сеансе навигации осуществляется поиск несущей частоты каждого принимаемого навигационного радиосигнала в пределах узкой полосы (~1 кГц) около прогнози-

руемого значения с учетом доплеровского сдвига несущей частоты. Доплеровский сдвиг может иметь максимальные значения ± 5 кГц в НАП на наземных объектах и ± 40 кГц в НАП на низкоорбитальных космических объектах. Следовательно, в НАП на космическом объекте осуществляется эффективная доплеровская селекция навигационных радиосигналов от радиовидимых НКА.

Таким образом, навигационные радиосигналы взаимноантиподных НКА с одинаковыми несущими частотами будут надежно разделены в НАП на космическом объекте за счет пространственной и доплеровской селекции.

Навигационный L1 радиосигнал 1600 МГц – двухкомпонентный. На заданной несущей частоте в радиопередатчике формируются два одинаковых по мощности шумоподобных фазоманипулированных навигационных радиосигнала "в квадратуре" (взаимный сдвиг по фазе на $\pm 90^\circ$): узкополосный (стандартной точности, СТ) и широкополосный (высокой точности, ВТ).

Узкополосный навигационный радиосигнал 1600 МГц образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° с помощью модулирующей последовательности ПСП1, которая образуется сложением по модулю 2 трех двоичных сигналов (рис. 2.4):

- псевдослучайной последовательности дальномерного кода, передаваемой со скоростью 511 кбит/с;
- сигналов цифровой информации (ЦИ) навигационного сообщения, передаваемой со скоростью 50 бит/с;
- меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с [14].

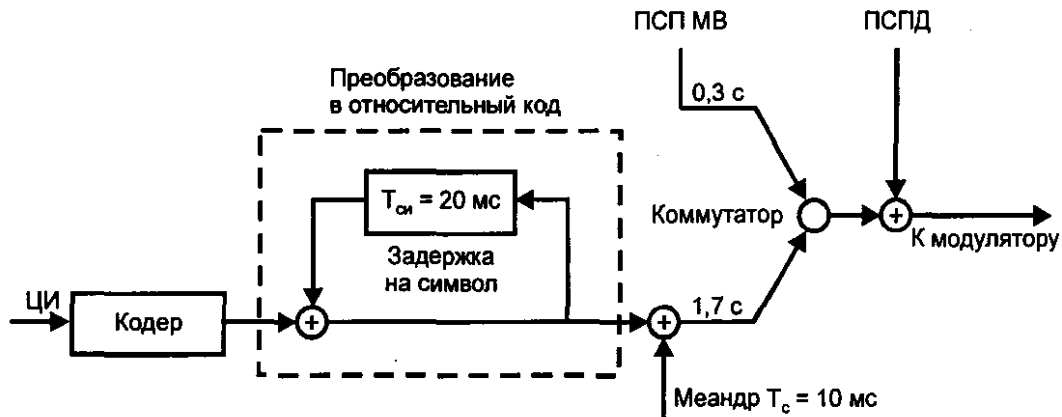


Рис. 2.4. Формирование модулирующей последовательности

Псевдослучайная последовательность дальномерного кода (ПСПД) представляет собой ПСП максимальной длины регистра сдвига с периодом повторения 1 мс. Она снимается с 7-го разряда 9-разрядного регистра.

Образующий полином этого кода имеет вид $G_d(x) = 1 + x^5 + x^9$.

Информации навигационного сообщения формируется в виде непрерывно следующих строк длительностью 2 с. В каждой двухсекундной строке на интервале времени 1,7 с передаются 85 двоичных символов ЦИ, длительностью 20 мс и перемноженные на меандр,

имеющий длительность символов 10 мс. Метка времени (МВ) имеет длительность 0,3 с и передается в конце каждого двухсекундного интервала времени (в конце четных секунд).

Метка времени содержит 30 двоичных символов длительностью 10 мс и представляет собой укороченную на один символ 31-символьную М-последовательность с характеристическим полиномом $G_8(x)=1+x^3+x^5$.

Границы символов меандра, МВ и ЦИ когерентны. В приемнике с помощью меандра осуществляется символьная синхронизация для МВ и с ее помощью – строчная и символьная синхронизация ЦИ.

Широкополосный навигационный радиосигнал 1600 МГц образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической двоичной последовательностью ПСП2 с тактовой частотой $F_2=5,11$ МГц. Путем инвертирования ПСП2 передаются двоичные символы ЦИ длительностью 20 мс.

Навигационный L2 радиосигнал 1250 МГц, излучаемый НКА первой модификации, – однокомпонентный широкополосный шумоподобный радиосигнал, образуемый посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической двоичной ПСП2 ($F_2=5,11$ МГц) без инвертирования, т.е. без передачи ЦИ. Навигационный L2 радиосигнал 1250 МГц, излучаемый НКА второй модификации, будет содержать два одинаковых по мощности шумоподобных радиосигнала 1250 МГц в квадратуре: 1) узкополосный навигационный радиосигнал 1250 МГц с ПСП1 ($F_1=0,511$ МГц, $T_1=1$ мс); 2) широкополосный навигационный радиосигнал 1250 МГц с ПСП2 ($F_2=5,11$ МГц) без ЦИ.

Поскольку частота инвертирования ПСП много меньше ее тактовой частоты, то ширина основного "лепестка" огибающей спектра мощности шумоподобного фазоманипулированного навигационного радиосигнала равна двойному значению тактовой частоты ПСП. Следовательно, ширина основного "лепестка" огибающей спектра мощности узкополосного навигационного радиосигнала равна 1,022 МГц, широкополосного – 10,22 МГц.

При проектировании СРНС ГЛОНАСС была выработана следующая "сетка" номинальных значений несущих частот для навигационных радиосигналов в двух диапазонах частот – верхнем (L1) 1600 МГц (индекс 1) и нижнем (L2) 1250 МГц (индекс 2):

$$f_{1,k} = f_{1,0} + k\Delta f_1; f_{1,0} = 1602,0000 \text{ МГц}; \Delta f_1 = 0,5625 \text{ МГц};$$

$$f_{2,k} = f_{2,0} + k\Delta f_2; f_{2,0} = 1246,0000 \text{ МГц}; \Delta f_2 = 0,4375 \text{ МГц}; f_{1,k}/f_{2,k} = 9/7,$$

где k – условный порядковый номер пары несущих частот $f_{1,k}$ и $f_{2,k}$ для навигационных радиосигналов 1600 МГц и 1250 МГц.

Радиопередатчики навигационных радиосигналов в НКА первой модификации излучают навигационные радиосигналы на переключаемых несущих частотах с номерами $k=1, \dots, 24$.

Приведем значения крайних несущих частот навигационных радиосигналов:

$$f_{1,1} = 1602,5625 \text{ МГц}; f_{1,24} = 1615,5000 \text{ МГц};$$

$$f_{2,1} = 1246,4375 \text{ МГц}; f_{2,24} = 1256,5000 \text{ МГц}.$$

Рабочие спектры навигационных радиосигналов на несущих частотах с номерами $k=1, \dots, 24$ занимают полосы частот: а) узкополосные навигационные радиосигналы 1602,0...1616,0 МГц; б) широкополосные навигационные радиосигналы 1597,4...1620,6 МГц, 1241,3...1261,6 МГц.

В диапазоне частот 1600 МГц и 1250 МГц согласно Регламенту радиосвязи выделены полосы частот: а) для спутниковой радиосвязи (Космос – Земля) 1559,0...1610,0 МГц; 1215,0...1260,0 МГц; б) для воздушной радионавигации 1559,0...1626,5 МГц.

ВАКР-87 распределил полосу частот 1610,6...1613,8 МГц для радиоастрономии на первичной основе. Чтобы снизить и в дальнейшем полностью исключить радиопомехи радиоте-

лескопам в диапазоне частот 1610,6...1613,8 МГц со стороны навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС, в 1993 г. принято решение, согласно которому для 24-х штатных НКА в системе ГЛОНАСС будут использоваться следующие номера (k) несущих частот: 1) до 1998 г. $k=1, \dots, 15$; $k=21, \dots, 24$; 2) с 1998 г. до 2005 г. $k=1, \dots, 12$; 3) с 2005 г. $k=-7, \dots, 4$.

На первом этапе (до 1998 г.) в радиоастрономической полосе практически нет спектров узкополосных навигационных радиосигналов 1600 МГц, а к 2005 г. из радиоастрономической полосы будут выведены и спектры широкополосных навигационных радиосигналов. Третий этап будет реализован за счет применения НКА второй модификации, в которой передатчики навигационных радиосигналов могут излучать навигационные радиосигналы на любой паре переключаемых несущих частот с номерами $k=-7, 0, \dots, +12$.

Широкополосные навигационные радиосигналы в системе ГЛОНАСС предназначены для использования санкционированными потребителями и имеют защиту от несанкционированного использования.

Узкополосный навигационный радиосигнал в системе ГЛОНАСС является открытым и предназначен для гражданских потребителей. Но в отличие от системы GPS параметры этого сигнала не искажаются с помощью процедуры селективного доступа, и точность навигации для потребителей преднамеренно не ухудшается.

2.3.4. Навигационное сообщение

Для навигационных радиосигналов цифровая информация (ЦИ) навигационного сообщения формируется на борту НКА на основе данных, передаваемых от НКУ системы на борт НКА с помощью радиотехнических средств. Передаваемая в навигационных радиосигналах ЦИ структурирована в виде строк, кадров и суперкадров. В узкополосном навигационном радиосигнале 1600 МГц строка ЦИ имеет длительность 2 с (вместе с МВ) и содержит 85 двоичных символов длительностью по 20 мс, передаваемых в относительном коде. Первый символ каждой строки является начальным ("холостым") для относительного кода. Последние восемь символов в каждой строке являются проверочными символами кода Хемминга, позволяющие исправлять одиночный ошибочный символ и обнаруживать два ошибочных символа в строке. Кадр содержит 15 строк (30 с), суперкадр 5 кадров (2,5 мин).

В составе каждого кадра передается полный объем оперативной ЦИ и часть альманаха системы. Полный альманах передается в пределах суперкадра.

Оперативная ЦИ в кадре относится к НКА, излучающему навигационный радиосигнал, и содержит: признаки достоверности ЦИ в кадре; время начала кадра t_k ; эфемеридную информацию – координаты и производные координат НКА в прямоугольной геоцентрической системе координат на момент времени t_0 ; частотно-временные поправки (ЧВП) на момент времени t_0 в виде относительной поправки к несущей частоте навигационного радиосигнала и поправки к БШВ НКА; время t_0 .

Время t_0 , к которому "привязаны" ЭИ и ЧВП, кратно 30 мин от начала суток.

Альманах системы содержит: время, к которому относится альманах; параметры орбиты, номер пары несущих частот и поправку к БШВ для каждого штатного НКА в ОГ (24 НКА); поправку к ШВ системы относительно ШВ страны, погрешность поправки не более 1 мкс.

Альманах системы необходим в НАП для планирования сеанса навигации (выбор оптимального созвездия НКА) и для приема навигационных радиосигналов в системе (прогноз доплеровского сдвига несущей частоты). Оперативная ЦИ необходима в НАП в сеансе навигации, так как ЧВП вносятся в результаты измерений, а ЭИ используется при определении координат и вектора скорости потребителя.

Узкополосные навигационные радиосигналы в системе ГЛОНАСС обеспечивают более оперативный прием (обновление) альманаха за счет более короткой длительности суперкадров (2,5 мин) по сравнению с системой GPS (12,5 мин) [12].

2.3.5. Радионавигационное поле

Навигационные радиосигналы, излучаемые штатными НКА, образуют радионавигационное поле в околоземном пространстве.

В СРНС ГЛОНАСС каждый штатный НКА излучает навигационные радиосигналы 1600 МГц и 1250 МГц в сторону Земли с помощью передающих антенн, рабочая часть диаграммы направленности (ДН) которых имеет ширину $2\varphi_0=38^\circ$ [12] и "освещает" диск Земли с избытком до высоты h_0 над поверхностью.

Рабочую часть ДН можно представить в виде конусного радиолуча с углом $2\varphi_0$ при вершине. Очевидно, что $\sin\varphi_0=(h_0+r)/(H+r)$, где $r=6400$ км – радиус Земли; $H=19100$ км – высота орбиты НКА.

При $\varphi_0=19^\circ$, $h_0=2000$ км.

При полной ОГ (24 штатных НКА) радионавигационное поле на высотах $h \leq h_0=2000$ км непрерывно в пространстве, т.е. потребитель в любой точке этого пространства "освещается" радиолучами не менее чем от четырех НКА, образующих по отношению к нему удовлетворительное по геометрическому фактору созвездие для оперативного автономного определения координат и вектора скорости.

На высотах $h > h_0$ радионавигационное поле становится дискретным в пространстве. Космические объекты на высотах $h_0 < h < H$ "освещены" радиолучами от необходимого для оперативной навигации созвездия (не менее четырех НКА, включая НКА ниже местного горизонта) не везде, а только при нахождении в определенных областях пространства.

Космические объекты на высотах $h > H$ (например, на геостационарной орбите) будут "освещены" на некоторых участках своей орбиты радиолучом от одного или двух НКА (при полной ОГ), и НАП может не оперативно определить орбиту космического объекта на основе обработки результатов приема навигационных радиосигналов на "освещенных" участках орбиты.

Ограничимся рассмотрением непрерывного радионавигационного поля ($h \leq h_0$). Основной характеристикой радионавигационного поля для наземного потребителя являются мощности навигационного радиосигнала от околозенитного и пригоризонтного НКА на выходе "стандартной" приемной антенны (без учета отражений от поверхности Земли):

$$P_0 = P_n G(\varphi) G_0(\beta) \lambda^2 / (4\pi R)^2,$$

где P_n – мощность излучения передатчика; $G(\varphi)$ – коэффициент направленности передающей антенны (с учетом потерь в АФУ) в направлении φ на приемную антенну; $G_0(\beta)$ – коэффициент направленности "стандартной" приемной антенны в направлении β на передающую антенну; λ – длина волны несущего колебания радиосигнала; R – дальность от приемной антенны до передающей антенны.

В системе ГЛОНАСС передающие антенны для навигационных радиосигналов на НКА имеют круговую правую поляризацию излучения.

Коэффициент направленности $G(\varphi)$ передающих антенн в рабочем секторе направлений $\varphi < 19^\circ$ относительно оси антенны составляет

φ , угл. град.	0	15	19
$G(\varphi)$, дБ (1600 МГц)	10	12	8
$G(\varphi)$, дБ (1250 МГц)	9	11	9

В качестве "стандартной" приемной антенны удобно рассматривать изотропную приемную антенну с круговой поляризацией, $G_0(\beta)=1$.

Дальность R от приемной антенны, размещенной на поверхности Земли, до околозенитного НКА ($\beta=90^\circ$) составит $R=H=19100$ км, до пригоризонтного НКА ($\beta=5^\circ$) составит $R=24000$ км.

Бюджет мощности P_0 узкополосных навигационных радиосигналов на выходе "стандартной" приемной антенны имеет вид:

Диапазон	1600 МГц		1250 МГц	
β , угл. град.	90	5	90	5
P_n , дБВт	+15±1		+9±1	
$G(\varphi)$, дБ	+10	+12	+9	+11
$(\lambda/4\pi R)^2$, дБ	-182	-184	-180	-182
$G_0(\beta)$, дБ	0		0	
P_0 , дБВт	-157±1	-157±1	-162±1	-162±1

Отметим, что мощность навигационного радиосигнала, принимаемого наземным потребителем с помощью изотропной антенны, одинакова для околозенитного и пригоризонтного НКА [12].

2.3.6. Средства запуска на орбиту

Для запуска НКА ГЛОНАСС используется ракета-носитель "Протон-К". Последний запуск ракеты-носителя 8К82К "Протон-К" серии 385-02 с космической головной частью в составе разгонного блока (РБ) 11С861 №92л и трех искусственных спутников ГЛОНАСС был осуществлен с 39-й (левой) пусковой установки 200-й площадки космодрома Байконур боевыми расчетами РВСН МО РФ 30.12.98 [9].

Длительность выведения на начальную орбиту составляет обычно 4 ч 10 мин. После выведения по команде, выдаваемой разгонным блоком непосредственно после выключения двигательной установки (ДУ), включается электропитание некоммутируемых шин питания и дежурные схемы НКА. Через 15 с после этого система управления РБ выдает команду на отделение спутников. Эта операция осуществляется для трех НКА одновременно с их закруткой со скоростью не более 27°/с. Далее проводится ориентация НКА, включение их систем и т.д. Такая начальная фаза функционирования может иметь продолжительность от 5 до 12 витков [9].

Запуск каждой тройки НКА ГЛОНАСС всегда осуществляется в одну из рабочих позиций, в которой остается один из запускаемых НКА. Два других разводятся в соседние рабочие точки. При этом возможен предварительный перевод уже работающего НКА в новую рабочую точку. Перевод каждого спутника в заданную точку проводится с помощью корректирующей двигательной установки (КДУ), состоящей из двух симметричных блоков.

Приведение НКА в заданную орбитальную позицию осуществляется в несколько этапов, включающих определение параметров орбиты выведения и формирование программы приведения, выдачу импульсов коррекции для обеспечения требуемой скорости смещения спутника относительно исходной орбиты, пассивное движение НКА по орбите со смещением по аргументу широты в заданном направлении, выдачу импульсов, обеспечивающих торможение движения спутника, и приведение его в заданную позицию. Время, затрачиваемое на

эти операции, составляет от одной недели до месяца. После завершения всей программы приведения НКА в заданное положение с требуемой точностью производится окончательное уточнение параметров орбиты, высокоточная синхронизация БШВ, расчет временных поправок и закладка их на борт. После этого НКА может использоваться по своему целевому назначению. Точность приведения НКА в заданную рабочую точку орбиты составляет: по периоду обращения 0,5 с (по данным [9, 16] период движения НКА ГЛОНАСС по орбите составляет 11 ч 15 мин 44 с ± 5 с); по аргументу широты 1°; по эксцентриситету $\pm 0,01$; по наклонению орбиты $\pm 0,3^\circ$ [9].

2.4. Наземный комплекс управления

Наземный комплекс управления (НКУ) (рис.2.5) орбитальной группировкой НКА выполняет четыре группы задач:

1. эфемеридное и частотно-временное обеспечение НКА;
2. мониторинг радионавигационного поля;
3. радиотелеметрический мониторинг НКА;
4. командное и программное радиоуправление функционированием НКА.

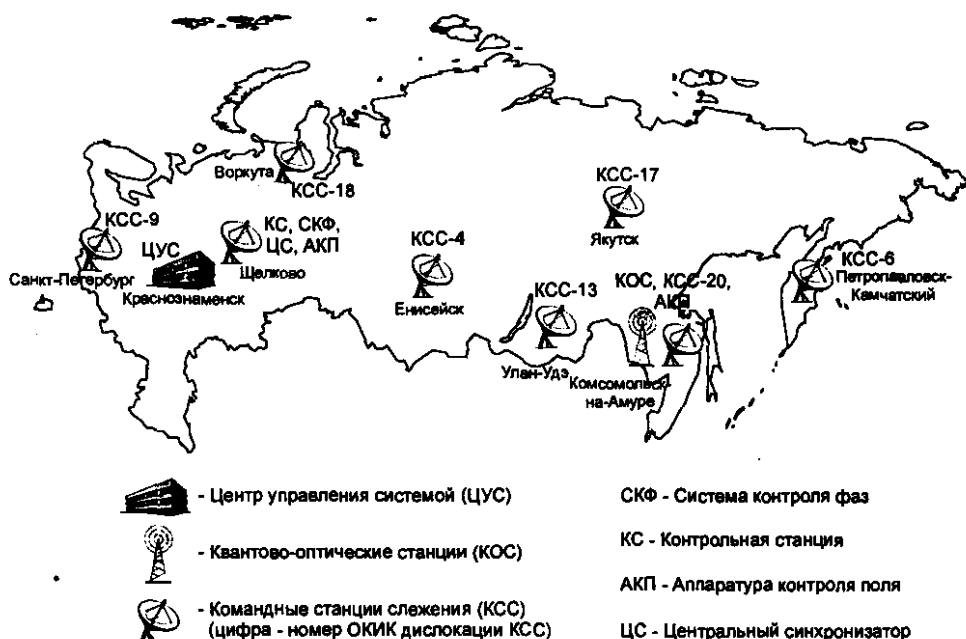


Рис. 2.5. Наземный комплекс управления ГЛОНАСС

НКУ содержит следующие взаимосвязанные стационарные элементы [9, 16]: центр управления системой (ЦУС); центральный синхронизатор (ЦС); командную станцию слежения (КСС); контрольные станции (КС); систему контроля фаз (СКФ); квантово-оптические станции (КОС); аппаратуру контроля поля (АКП).

Указанные элементы размещены на территории России вблизи следующих географических пунктов (городов): Санкт-Петербург (КСС-9); Краснознаменск Московской области (ЦУС); Щелково Московской области (КС, СКФ, ЦС, АКП); Воркута (КСС-18); Енисейск (КСС-4); Улан-Удэ (КСС-13); Якутск (КСС-17); Комсомольск-на-Амуре (КОС, КСС-20, АКП); Петропавловск-Камчатский (КСС-6).

НКУ выполняет следующие функции:

- проведение траекторных измерений для определения, прогнозирования и непрерывного уточнения параметров орбит всех спутников;
- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени всех НКА с системной шкалой времени системы, синхронизация БШВ каждого НКА с временной шкалой ЦС и службы единого времени (СЕВ) путем фазирования и коррекции БШВ;
- формирование массива служебной информации (навигационных сообщений), содержащего спрогнозированные эфемериды, альманахи и поправки к БШВ каждого НКА и другие данные, необходимые для формирования навигационных кадров;
- передача (закладка) массива служебной информации в память бортовой ЭВМ каждого НКА и контроль за его прохождением;
- контроль по телеметрическим каналам за работой бортовых систем НКА и диагностика их состояния;
- контроль информации в навигационных сообщениях НКА, прием сигнала вызова НКУ;
- управление полетом спутников и работой их бортовых систем путем выдачи команд управления и передачи на борт прохождения этих данных;
- контроль характеристик навигационного поля;
- определения сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала НКА по отношению к фазе сигнала ЦС;
- планирование работы всех технических средств НКУ, автоматизированная обработка и передача данных между элементами НКУ.

Остановимся на первых двух группах задач, которые непосредственно связаны с обеспечением определенного уровня точности навигационных радиосигналов в системе ГЛОНАСС.

Эфемеридное обеспечение (ЭО) НКА означает: определение и прогноз параметров движения НКА, и "закладку" на борт НКА ЭИ для кадров ЦИ в навигационных радиосигналах.

Частотно-временное обеспечение (ЧВО) НКА означает определение и прогноз БШВ относительно ШВ системы и "закладку" на борт НКА частотно-временных поправок (ЧВП) к БШВ, помещаемых в кадры ЦИ в навигационных радиосигналах.

В наземных комплексах управления системы ГЛОНАСС, в отличие от системы GPS, подсистемы ЭО и ЧВО построены раздельно.

Определение и прогноз параметров движения НКА осуществляет Баллистический центр (БЦ) системы на основе результатов траекторных измерений дальности и радиальной скорости НКА, поступающих от сети наземных радиотехнических "запросных" командно-измерительных станций (КИС). В НКУ используются не менее трех КИС, расположенных на территории России (западная, центральная, восточная) на географической широте в пределах 50...60 с. ш. КИС на географической широте не менее 50 с. ш. "наблюдает" каждый НКА при углах возвышения не менее 5° в течение сеансов длительностью 1...5 ч на каждом витке орбиты НКА.

Сформированная в БЦ прогнозируемая ЭИ "закладывается" на борт НКА через сеть КИС ежесекундно. Для НКА первой модификации на худших участках орбиты, где максимальны немоделируемые возмущения, действующие на НКА, погрешности (СКО) ЭИ составляют [12] по высоте 5 м, вдоль орбиты 20 м, по бинормали 10 м. На лучших участках орбиты погрешности ЭИ приблизительно в два раза меньше по высоте и вдоль орбиты, и следовательно погрешности ЭИ, содержащейся в кадрах ЦИ, в среднем составляют (для НКА первой модификации) 4,15 м и 10 м соответственно.

Подсистема ЧВО содержит в своем составе следующие совместно расположенные средства:

- наземный Центральный синхронизатор (ЦС) на основе водородного атомного стандарта частоты;
- радиотехническую "беззапросную" измерительную станцию (БИС);
- радиотехническую "запросную" измерительную станцию (ЗИС).

Центральный синхронизатор формирует ШВ системы и опорные сигналы для БИС. Относительное среднеквадратическое отклонение среднесуточных значений частоты водородного стандарта частоты ЦС не хуже $3 \cdot 10^{-14}$.

Беззапросная измерительная станция принимает широкополосные навигационные радиосигналы 1600 МГц и 1250 МГц и измеряет сдвиг $\tau(t)$ по времени принимаемой ПСП2 относительно опорного сигнала. Принимаемая ПСП2 является "носителем" БШВ, а опорный сигнал – "носителем" ШВ системы.

Следовательно, измеренная в БИС беззапросная дальность (псевдодальность) равна: $D_u(t) = c\tau(t) = D(t) + c\tau_0(t) + \delta D(t)$, где c – скорость света; $D(t)$ – истинная дальность от БИС до НКА; $\tau_0(t)$ – сдвиг БШВ относительно ШВ системы; $\delta D(t)$ – погрешность измерений в БИС.

Запросная измерительная станция измеряет запросным методом дальность до НКА $D_m(t) = D(t) + \delta D_s(t)$, где $\delta D_s(t)$ – погрешность запросных измерений дальности.

Результаты одновременных сеансных измерений БИС и ЗИС поступают в БЦ, где формируются измеренные значения сдвига БШВ относительно ШВ системы на основе вычислений: $c\tau_0(t) = D_u(t) - D_m(t)$.

В составе НКА первой модификации применяется бортовой цезиевый АСЧ, у которого среднеквадратическое относительное отклонение среднесуточных значений частоты составляет $(2 \dots 4) \cdot 10^{-13}$.

Погрешность прогноза БШВ обусловлена двумя основными факторами: 1) погрешностями сеансных измерений БИС и ЗИС; 2) погрешностью используемой модели расхождения БШВ относительно ШВ системы.

Погрешности двухдиапазонных (1600 МГц, 1250 МГц), беззапросных измерений псевдодальности в БИС составляют $\sigma(D) = 1,3 \dots 1,5$ м, погрешности запросных измерений дальности в ЗИС составляют $\sigma(D_s) = 1,0$ м, и, соответственно, погрешность сеансных измерений сдвига БШВ относительно ШВ системы составляет в среднем $\sigma(\tau_0) = 5$ нс.

Летные испытания НКА первой модификации показали, что наилучшая точность прогноза БШВ на сутки обеспечивается, если двухсуточный массив результатов измерений $\tau_0(t)$ аппроксимировать линейным полиномом и использовать его для расчета прогнозируемых ЧВП к БШВ относительно ШВ системы. "Закладка" (обновление) ЧВП на борт НКА первой модификации осуществляется в НКУ на каждом витке орбиты НКА, т.е. 2 раза в сутки. Погрешность линейной модели БШВ на интервале времени 2,5 ... 3 суток (мерный интервал двое суток и интервал прогноза 0,5 ... 1,0 суток) обусловлена в основном дрейфом и флуктуациями частоты бортового АСЧ (погрешности измерений сглаживаются при аппроксимации). Экс-

платация НКА первой модификации показала, что при обновлении ЧВП на каждом витке (прогноз БШВ на 12 ч) погрешность (СКО) взаимной синхронизации БШВ любых двух НКА равна 20 нс, т.е. погрешность прогноза БШВ на 12 ч составляет в среднем $\sigma(\tau_0)=14$ нс [12].

2.5. Принципы функционирования. Сегмент потребителей

Координаты потребителя в системе определяются посредством их расчета по псевдодальностям (ПД) до НКА. Псевдодальности рассчитываются по временным задержкам T_i сигнала по трассе "i-й НКА – потребитель" и известной скорости распространения радиоволн c :

$$D_i = cT_i. \quad (2.1)$$

T_i измеряются в результате сопоставления принятых псевдослучайных кодов и генерируемых в приемнике копий этих кодов с учетом априори известных моментов излучений сигналов НКА. При этом могут использоваться также соответствующие измерения разностей фаз несущих частот.

Перед использованием (2.1) для определения координат проводится компенсация эффекта вращения Земли, тропосферных и ионосферных ошибок. Тропосферная поправка может, в частности, рассчитываться посредством соотношения $\Delta D_{tr,i} = 8,8 \cos \epsilon_i E_i$, где E_i – угол возвышения i-го НКА. Применение такой поправки позволяет примерно на порядок уменьшить остаточную ошибку.

В двухчастотной аппаратуре компенсация ошибок ПД, обусловленных особенностями распространения сигналов в ионосфере, проводится посредством учета того факта, что ошибки определения ПД в этом случае обратно пропорциональны квадрату несущей частоты: $\Delta D_{ion} = k/f^2$, где k – некий коэффициент пропорциональности, не зависящий от частоты f . Тогда для получения наилучшей оценки ПД используется соотношение:

$$D = (D_1 - \gamma D_2) / (1 - \gamma), \quad (2.1a)$$

где $\gamma = (f_2 / f_1)^2 = (7/9)^2$, f_1 и f_2 – частоты соответственно сигналов диапазонов L1 и L2; D_1 и D_2 – псевдодальности, определенные по сигналам на частотах L1 и L2 соответственно. Необходимо при этом отметить, что после такой операции примерно вдвое возрастает уровень случайных ошибок, обусловленных, например, шумами и помехами.

Определенные таким образом псевдодальности D_{in} могут быть записаны в виде:

$$D_{in} = \sqrt{(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2} + cT' + \delta D_i, \quad (2.2)$$

где X, Y, Z – прямоугольные координаты определяемого объекта, на котором размещена НАП в геоцентрической системе координат (ГСК); X_i, Y_i, Z_i – такие же координаты i-го НКА (определяются в ГСК ПЗ-90 из навигационного сообщения); корень представляет собой истинное удаление потребителя от НКА, T' – расхождение шкал времени НКА и потребителя; учитывая, что все НКА синхронизированы между собой, значение T' будет одинаковым для всех D_{in} ; c – скорость распространения радиоволн; δD_i – погрешности определения псевдодальностей, $i=1,2,\dots,N$ и N – число НКА, по сигналам которых определены псевдодальности.

Для решения задачи определения места и коррекции временной шкалы образуется система уравнений, неизвестными которой являются три координаты X, Y, Z и ошибка шкалы

времени потребителя T' , проявляющаяся при априорном определении момента излучения сигнала НКА:

$$D_{iu} = \sqrt{(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2} + cT', i = 1, \dots, N, \quad (2.2a)$$

где N – число НКА.

Учитывая, что неизвестных оказывается 4, необходимо иметь не менее 4-х определений ПД относительно 4-х НКА. Обычно в поле видимости потребителя оказывается от 5 до 8 НКА. В первых образцах аппаратуры потребителя решалась задача выбора наилучшего по некоторому критерию созвездия из 4-х НКА.

В современной аппаратуре обычно решается переопределенная система уравнений (2.2a), число которых больше 4-х. При этом используется итеративный метод взвешенных наименьших квадратов, когда ищется решение, наилучшим образом приближающееся ко всем полученным в результате измерений псевдодальностям на основе использования соотношения:

$$\eta_k = \eta_{k-1} + (H_{GM}^T R_D^{-1} H_{GM})^{-1} H_{GM}^T R_D^{-1} (D_u - \hat{D}_{k-1}), \quad (2.3)$$

где $\eta^T = [X \ Y \ Z \ T']$, $D_u = [D_{1u} \dots D_{Nu}]^T$, $\hat{D}_{k-1}$ – оценка D_u . Матрица H_{GM} образуется частными производными $\partial D / \partial \eta$; R_D – ковариационная матрица шумов измерений D_u или весовая матрица, используемая для обработки неравноточных измерений.

Составляющие скорости потребителя $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ определяются посредством решения аналогичных нелинейных уравнений для псевдоскоростей (ПС), определяемых по измерениям доплеровских сдвигов несущих частот сигналов НКА, вызываемых движением определяющегося объекта и НКА.

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные геоцентрические координаты X, Y, Z (в системе ПЗ-90) должны быть преобразованы в координаты, обычно используемые потребителем при выполнении своих специфических задач. Такими координатами чаще всего бывают геодезические координаты B – широта, L – долгота и H – высота над уровнем эллипсоида (1942 г., 1990 г. или WGS-84) для воздушных и морских судов или координаты Гаусса-Крюгера для наземных объектов.

Связь координат X, Y, Z с B, L, H осуществляется посредством соотношений

$$X = (N + H) \cos B \cos L, \quad Y = (N + H) \cos B \sin L, \quad Z = [(1 - e^2)N + H] \sin B, \quad (2.4)$$

$$\text{где} \quad N = a(1 - e^2 \sin^2 B)^{-1/2}, \quad (2.5)$$

$$e^2 = 2\alpha - \alpha^2 \quad (2.6)$$

a – большая полуось эллипсоида, α – сжатие.

Поэтому, чтобы по известным X, Y, Z найти B, L, H необходимо решить систему нелинейных уравнений (2.4). Для этого рекомендуется использовать алгоритм, приведенный в [17]. В [17] приведен и алгоритм перевычислений B, L, H , полученных в системе координат 1942 г. (эллипсоид Красовского), в координаты Гаусса-Крюгера [17]. Там же, а также в главе 4, приведены соотношения, связывающие координаты потребителей, рассчитанные для различных моделей Земли.

После нахождения B , L , H становится также известной матрица перехода из геоцентрической системы координат в прямоугольную горизонтальную, что позволяет осуществить преобразование составляющих скорости движения подвижного объекта (ПО).

Укажем значения используемых параметров для различных систем координат. Так, для системы СК-42 параметры эллипсоида Красовского имеют вид $a_{кр}=6378245$ м и $\alpha_{кр}=1/298,3$; для системы ПЗ-90 – $a_{пз}=6378136$ м и $\alpha_{пз}=1/298,25784$; для системы WGS-84 – $a_{wgs}=6378137$ м и $\alpha_{wgs}=1/298,257563$ [17].

Сегмент потребителей включает приемники (аппаратуру потребителей) ГЛОНАСС и сообщество самих пользователей. НАП принимает сигналы ГЛОНАСС (практически все современные образцы НАП принимают также и сигналы системы GPS), обрабатывает их, измеряет и определяет радионавигационные параметры (псевдодальность и приращение псевдодальности или псевдоскорость), вычисляет геоцентрические координаты X , Y , Z и на их основе – геодезические координаты и высоту над опорным эллипсоидом в системе координат ПЗ-90 [18] (возможна также работа в системах WGS-84, СК-42, Гаусса-Крюгера и др.), поправку к местной шкале времени T' относительно системного времени ГЛОНАСС (GPS) и составляющие вектора скорости, а также скорость ухода (нестабильность частоты) местной ШВ f' . НАП производится для навигации ПО (самолетов, вертолетов, морских и речных судов, автотранспорта), для определения координат при геодезических и землеустроительных работах, для синхронизации систем связи, энергосистем и т.д. Облик НАП существенно зависит от назначения. Подробнее вопросы аппаратуры потребителей освещены в главе 9.

2.6. Точностные характеристики

Точностные характеристики системы ГЛОНАСС определяются уровнем основных ошибок, сопутствующих навигационным определениям, и геометрическим расположением используемых НКА и потребителя. Для вектора определяемых навигационных параметров

$$\eta^T = [X \ Y \ Z \ T' \ X' \ Y' \ Z' \ f'] \quad (2.7)$$

в предположении гауссовского характера распределений основных погрешностей СРНС и отсутствия смещений наиболее общей характеристикой точности определения η будет ковариационная (корреляционная) матрица R_η ошибок $\Delta\eta$, которая в нашем случае будет иметь вид

$$R_\eta = (H_\eta^T R^{*-1} H_\eta)^{-1}. \quad (2.8)$$

В (2.8) H_η – матрица частных производных совокупности функции (2.2а) и аналогичных функций для псевдоскоростей (ПС) по переменным из (2.7), а R^* – ковариационная матрица погрешностей определения ПД и ПС. Для характеристики погрешностей определения навигационных параметров в плане и по высоте используется ковариационная матрица

$$R = (H_\xi^T R^{*-1} H_\xi)^{-1}, \quad (2.9)$$

в которой H_ξ определяется H_η и матрицей преобразования вектора ошибок $\Delta\eta$ в ГСК в вектор ошибок ξ_i в системе координат "север-восток-по нормали к касательной плоскости" T_{gp} с учетом переменных T' и f' .

Если $\xi_i = T_{gp} \Delta\eta$, то $H_\xi = H_\eta T_{gp}^{-1}$.

Если ограничиться характеристиками точности определением координат места, то соотношение (2.9) может быть записано с использованием индекса "м" в виде

$$R_m = (H_{m\zeta}^T R_{\text{пд}}^{-1} H_{m\zeta})^{-1}, \quad (2.10)$$

где $R_{\text{пд}}^*$ – ковариационная матрица определения ПД. Если погрешности одной и той же физической природы для всех каналов взаимно независимы и имеют одинаковые дисперсии, причем дисперсия суммарной ошибки может быть записана в виде $\sigma_{\text{пд}}^2$, то $R_{\text{пд}}^* = \sigma_{\text{пд}}^2 I$ (I – единичная матрица). В этом случае

$$R_m = \sigma_{\text{пд}}^2 (H_{m\zeta}^T H_{m\zeta})^{-1}. \quad (2.11)$$

Обозначая $\Gamma = (H_{m\zeta}^T H_{m\zeta})^{-1}$, определим соответствующие геометрические факторы. Так общий геометрический фактор изменения точности определения навигационных параметров B, L, H, T (в линейной мере) запишется в виде корня квадратного из следа матрицы

$$\text{GDOP} = (\text{trace } \Gamma)^{1/2}. \quad (2.12)$$

Геометрические факторы изменения точности при определении места в пространстве – PDOP, в плане (горизонтальной плоскости) – HDOP (горизонтальный геометрический фактор), по высоте – VDOP, времени – TDOP запишутся соответственно в виде

$$\text{PDOP} = (\gamma_{11} + \gamma_{22} + \gamma_{33})^{1/2}; \text{HDOP} = (\gamma_{11} + \gamma_{22})^{1/2}; \text{VDOP} = \gamma_{33}^{1/2}; \text{TDOP} = \gamma_{44}^{1/2}. \quad (2.13)$$

В соотношениях (2.13) γ_{ij} являются элементами матрицы Γ . Определенные таким образом геометрические факторы оказываются функциями только геометрического расположения используемых НКА и определяющегося объекта. В соответствии с этим СКО определения плановых координат высоты и времени запишутся в виде

$$\sigma_B = \sigma_{\text{пд}} \gamma_{11}^{1/2}, \sigma_L = \sigma_{\text{пд}} \gamma_{22}^{1/2}, \sigma_H = \sigma_{\text{пд}} \text{VDOP}, \sigma_T = \sigma_{\text{пд}} \text{TDOP}/c. \quad (2.14)$$

Аналогичные соотношения могут быть записаны и для определения ошибок составляющих вектора скорости.

В соответствии с [16] с вероятностью 0,997 общие ошибки (3 СКО) определения навигационных параметров составляют: по координатам в плане – 60 м, по высоте – 75 м, по скорости – 0,15 м/с и по времени – 1 мкс.

Среднеквадратическая радиальная ошибка (СРО или drms) определения места в плане и среднеквадратическое сферическое отклонение (ССО) представляются в виде

$$\text{CPO} = \sigma_{\text{пд}} \text{HDOP}; \text{CCO} = \sigma_{\text{пд}} \text{PDOP}. \quad (2.15)$$

Использование геометрических факторов для определения точности навигационных определений с помощью СРНС позволяет проводить параметрические исследования и оценки возможностей различных созвездий, не привлекая данные о точности определения ПД.

Основными погрешностями при определении ПД являются: погрешности эфемеридной информации (ЭИ), частотно-временных поправок (ЧВП), ошибки за счет шумов приемников и внешних помех, многолучевости и особенностей распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере. В соответствии с этим СКО суммарной погрешности ПД для системы ГЛОНАСС запишется в виде:

$$\sigma_{\text{ПД}} = \sqrt{\sigma_{\text{Э}}^2 + \sigma_{\text{с}}^2 + \sigma_{\text{ТР}}^2 + \sigma_{\text{ион}}^2 + \sigma_{\text{мн}}^2 + \sigma_{\text{ш}}^2}, \quad (2.16)$$

где $\sigma_{\text{Э}}$, $\sigma_{\text{с}}$, $\sigma_{\text{ТР}}$, $\sigma_{\text{ион}}$, $\sigma_{\text{мн}}$, $\sigma_{\text{ш}}$ – СКО определения ПД соответственно за счет погрешностей ЭИ, синхронизации (ЧВП), знания скорости распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере, многолучевости, шумов приемника и помех. По оценкам [12] уровень суммарных погрешностей (СКО) определения псевдодальностей за счет ЭИ, ЧВП, шумов приемника, многолучевости и тропосферы находится в пределах 6,2...6,6 м и 7,7...9,6 м соответственно для околоразнотных и пригоризонтных НКА. За счет этих погрешностей 2 СРО (2 drrms) местоопределения (с вероятностью 0,95) составят 15...21 м, а соответствующие ошибки определения высоты (2 СКО) – 34...42 м. Там же в [12] приведены уровни максимальных ионосферных ошибок, составляющих в худший сезон (зимний день в год максимальной солнечной активности) 21...42 м по координатам и 64...102 м – по высоте. В годы минимальной солнечной активности максимальные уровни ионосферных погрешностей составят 5...7 м по координатам и 6...10 м по высоте.

Поэтому суммарно в наихудшем случае с помощью современной многоканальной НАП (не менее шести каналов), использующей открытые узкополосные однодиапазонные (1600 МГц) навигационные радиосигналы системы ГЛОНАСС, можно обеспечить оперативную глобальную навигацию наземных подвижных объектов (сухопутных, морских, воздушных) с максимальными погрешностями определения трех координат объекта: 60 м в плане и 100 м по высоте в годы максимальной солнечной активности; 30 м в плане и 50 м по высоте в годы минимальной солнечной активности.

Погрешности (с вероятностью 0,95) навигационных определений в СРНС GPS составляют (глава 3) 100 м в плане и 156 м по высоте и, таким образом, точность навигации по открытому сигналу в СРНС ГЛОНАСС в 2,5 раза выше, чем в СРНС GPS [12].

Представляют также интерес оценки точности ГЛОНАСС, полученные в Лаборатории Линкольна Массачусетского технологического института [19]. На рис. 2.6 приведены погрешности определений координат на 18.01.99 г., полученных с помощью приемника Ashtech GG-24 по 11 НКА. Анализ результатов показывает, что при хороших геометрических факторах, свойственных системе с полной группировкой НКА, точность местоопределения достаточно высока. В 50% случаев ошибки в плане находятся в пределах 12 м, а большие ошибки имеют место вследствие значительного ухудшения HDOP (HDOP > 2 в 37% случаев). На рис. 2.7 приведены погрешности определения горизонтальных составляющих скорости. При этом оказывается, что в 50% случаев они не превосходят 0,03 м/с. Аналогично, вертикальные составляющие скорости в 50% случаев не превосходят 0,05 м/с.

2.7. Контроль целостности радионавигационного поля

В системе ГЛОНАСС контроль целостности радионавигационного поля осуществляется посредством:

- непрерывного автономного самоконтроля работы основных бортовых подсистем НКА, влияющих на качество излучаемых радиосигналов;
- внешнего контроля сигналов НКА с помощью аппаратуры контроля навигационного поля (АКНП), входящей в состав НКУ.

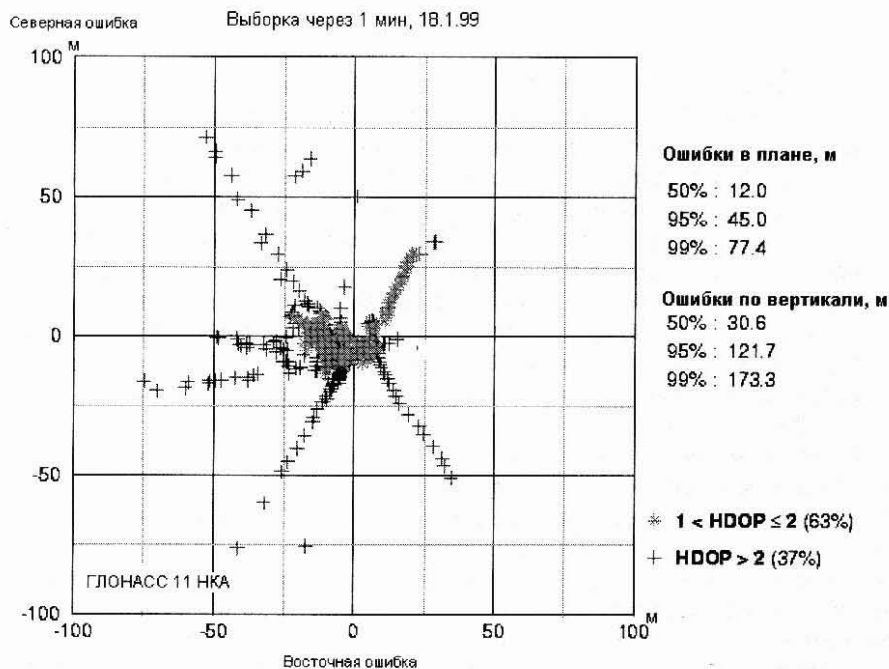


Рис. 2.6. Ошибки местоопределения по системе ГЛОНАСС

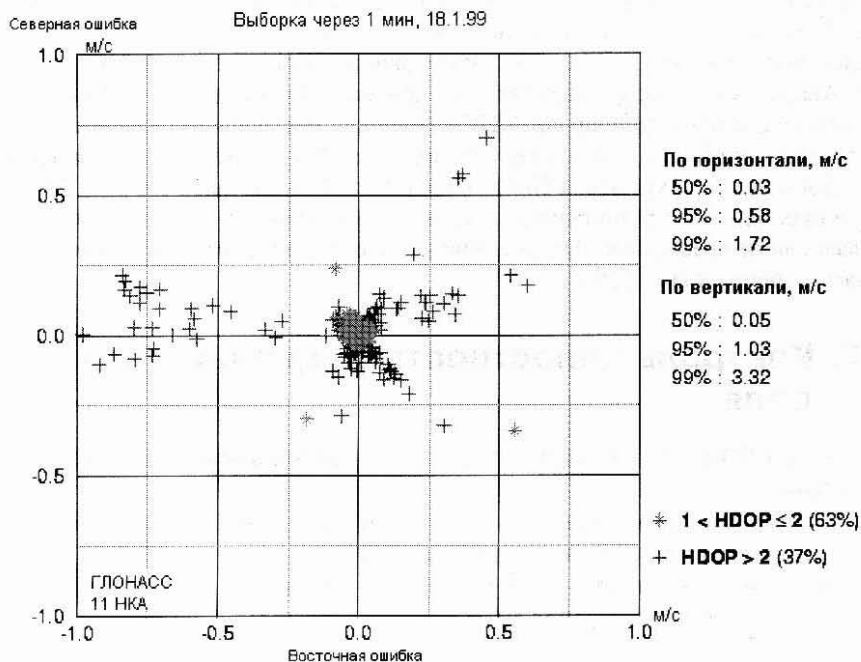


Рис. 2.7. Ошибки определения скорости по системе ГЛОНАСС

В первом случае формируется признак исправности B_n . Его нулевое значение соответствует состоянию "исправен". Этот признак передается в составе оперативной (эфemerидной) информации с дискретностью 30 с; при этом максимальная задержка от момента обнаружения неисправности до передачи признака "1" не превышает 1 мин.

Во втором случае формируется совокупность обобщенных признаков C_n , $n=1, \dots, 24$, характеризующих состояние всех НКА системы на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз); при этом признак $C_n=0$ соответствует непригодности для использования n -го спутника, а $C_n=1$ указывает на его пригодность. Дискретность передачи признаков в навигационных сообщениях C_n составляет 2,5 мин. Эти признаки появляются в составе альманаха не позднее, чем через 16 ч после появления неисправности.

Пригодность использования для навигационных определений сигнала конкретного n -го НКА имеет место только в случае одновременного выполнения условия $B_n=0$ и $C_n=1$ [14], которое проверяется в навигационной аппаратуре потребителя.

Указанная процедура контроля целостности дополняется контролем целостности системы, осуществляемым наземными контрольными станциями, например, дифференциальных подсистем (см. главу 5), а также контролем непосредственно в потребительской аппаратуре (глава 9) и в навигационном комплексе подвижного объекта (глава 12).

2.8. Состояние и развитие системы ГЛОНАСС

Состояние орбитальной группировки ГЛОНАСС по данным Информационно-аналитического центра (ИАЦ) координатно-временного обеспечения (КВО), созданного на базе Центра управления полетами (ЦУП) на 10.02.2000 г. [20] приведено в табл. 2.1.

Таблица 2.1. Состояние орбитальной группировки ГЛОНАСС

Номер плоскости	Номер точки	Номер по НКУ	Номер НКА "Космос"	Дата запуска, г.	Номер литерной частоты на 7.10.97	Состояние
1	1	779	2364	30.12.98	2	В системе
1	2					
1	3	763	2295	20.11.94		Выведен 27.07.99
1	4	762	2294	н/д		Выведен 04.09.99
1	5					
1	6	764	2296	20.11.94	13	Выведен 27.10.99
1	7	784	2363	30.12.98	7	В системе
1	8	786	2362	30.12.98	8	В системе
2	9	776	2323	14.12.95	6	В системе
2	10	781	2317	24.07.95	9	В системе
2	11	785	2318	24.07.95	4	В системе
2	12					
2	13	782	2325	14.12.95	6	
2	14	770	2288	11.08.94		Выведен 24.08.99
2	15	780	2316	24.07.95	11	Включен 26.04.99

Таблица 2.1 (окончание)

Номер плоскости	Номер точки	Номер по НКУ	Номер НКА "Космос"	Дата запуска, г.	Номер литерной частоты на 7.10.97	Состояние
2	16	775	2289	11.08.94	22	В системе
2	17					
3	18	758	2275	11.04.94		Выведен 05.03.99
3	19					
3	20	765	2307	7.03.95		Выведен 10.09.99
3	21					
3	22	766	2308	7.03.95	10	В системе
3	23					
3	24					

На рис. 2.8 приведены характеристики видимости НКА ГЛОНАСС в ИАЦ КВО ЦУП (г. Королев Московской области) на 9.02.2000 г. [20]. При этом созвездие из не менее 4-х НКА оказывается в поле зрения лишь в течение шести часов. Поэтому в данный момент практически НКА ГЛОНАСС регулярно могут использоваться только совместно с НКА GPS (см. главу 4).

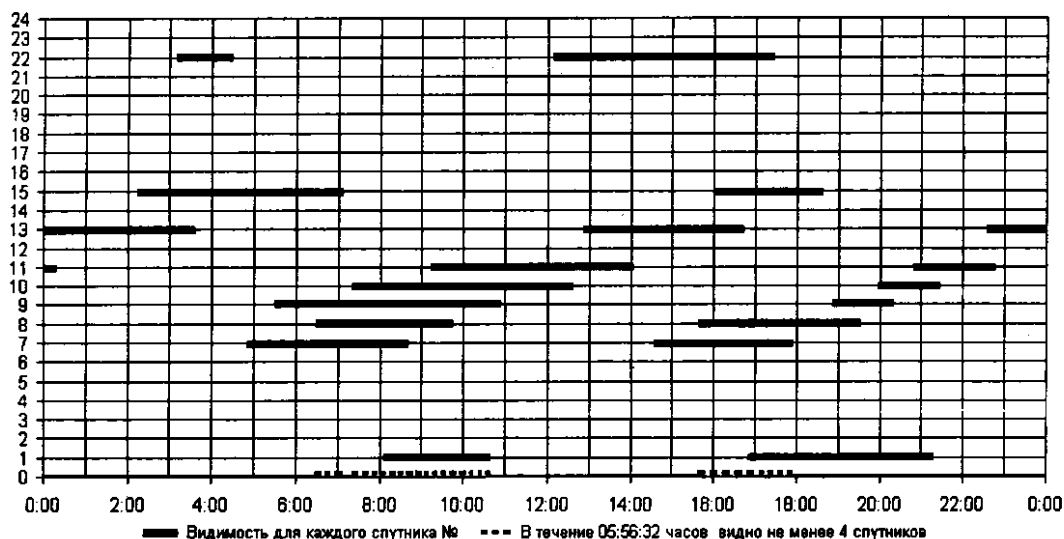


Рис. 2.8. Видимость НКА ГЛОНАСС

Несмотря на неполный состав (благодаря намечаемым мерам по восполнению группировки СРНС) ГЛОНАСС должна функционировать многие годы, и в ней будет проводиться модернизация подсистем и устройств для улучшения эксплуатационных и тактико-технических характеристик.

Общие направления модернизации СРНС ГЛОНАСС определены [16] в виде: повышение точности навигационных определений и улучшение сервиса, предоставляемого пользователям; повышение надежности и срока службы бортовой аппаратуры спутников и улучшение целостности системы; улучшение совместимости с другими радиотехническими системами; развитие дифференциальной подсистемы.

После 2000 г. при восполнении ОГ будут применяться НКА второй модификации (ГЛОНАСС-М), которые по сравнению с НКА первой модификации обладают следующими основными преимуществами [12]:

- более стабильный бортовой АСЧ, имеющий среднеквадратическое относительное отклонение среднесуточных значений частоты не хуже $1 \cdot 10^{-13}$; погрешности (СКО) БИС и ЗИС также будут снижены до уровня 0,7 м и соответственно погрешность (СКО) ЧВП составит 5 нс при прогнозе на 12 ч и 7 нс при прогнозе на 24 ч;
- меньше уровень немодулированных возмущений орбиты НКА, что позволит повысить точность определения и прогноза ЭИ;
- двухкомпонентный навигационный радиосигнал (узкополосный и широкополосный) в обоих диапазонах частот 1600 МГц и 1250 МГц.

В связи с передачей дальномерного кода в диапазоне L2 в навигационном сообщении будет передаваться дополнительный параметр, характеризующий разницу аппаратных задержек дальномерных кодов в диапазонах L1 и L2. Кроме того, будет введен признак модификации НКА, а также признак ожидаемой секундной коррекции шкалы времени UTC (SU) [16].

Замена в ОГ системы ГЛОНАСС НКА первой модификации на НКА второй модификации ГЛОНАСС-М повысит точность и надежность глобальной навигации приземных подвижных объектов [12, 16].

При подготовке главы 2 использовались материалы, предоставленные В.В. Тюбалиным из [12].

Литература к главе 2

1. Решетнев М.Ф. Развитие спутниковых радионавигационных систем. Информационный бюллетень НТЦ "Интернавигация", 1992, №1, стр. 6-10.
2. Parkinson B.W., et al. A History of Satellite Navigation, Navigation (USA), v.42, №1, Spring 1995, pp. 109-164.
3. Шебшаевич В.С. Развитие теоретических основ спутниковой радионавигации ленинградской радиокосмической школой // Радионавигация и время, РИРВ, 1992, №1, стр. 6-9.
4. Шебшаевич В.С. Основные возможности использования ИСЗ для радионавигации самолетов. Доклад на семинаре ЛВВИА 25.12.57//Информационный сборник. – Л., 1958, №33.
5. Home page Internet КНИЦ МО РФ.
6. Кудрявцев И.В., Ключников С.Н. и др. Результаты испытаний аппаратуры потребителей системы ГЛОНАСС//Радионавигация и время, РИРВ, 1992, №1, стр. 57-59.
7. Кудрявцев И.В., Ключников С.Н., Федотов Б.Д. Перспективная авиационная спутниковая аппаратура потребителей, работающая по сигналам систем ГЛОНАСС-GPS //Радионавигация и время, РИРВ, 1992, №1, стр. 60-63.

8. Гусев Ю., Лебедев М. Перспективы развития спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС и ее интеграция с зарубежными навигационными средствами. Труды Международной конференции "Глобальная радионавигация", Москва, 1995.
9. Владимиров А. В полете тройка "Ураганов" //Новости космонавтики, 1999, т. 9, №2, стр. 18-22, 24.
10. Журавин Ю. ГЛОНАССовские страдания //Новости космонавтики, 1999, т. 9, №2, стр. 22-23.
11. Девятьяров Е. Спутниковая система ГЛОНАСС не имеет перспектив? //Новости космонавтики, 1999, т. 9, №2, стр. 25.
12. Волков Н.М., Иванов Н.Е., Салищев В.А., Тюбалин В.В. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//Зарубежная радиоэлектроника, 1997, №1.
13. Распоряжение Президента Российской Федерации №38-рп от 12.2.99 //Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", РОИН, 1999, №2 (4).
14. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, Москва, 1995.
15. Рекламный проспект ПО "Полет". МАКС-97, Москва, 1997.
16. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС //ИПРЖР, Москва, 1998.
17. Аппаратура радионавигационная систем ГЛОНАСС и GPS. Системы координат. Методы перевычислений координат определяемых точек. Государственный стандарт РФ (проект), Госстандарт России, 1997.
18. Система геодезических параметров Земли для обороны страны и гражданского использования. 29 НИИ МО РФ, 1998.
19. Note page MIT LL, 19.1.99.
20. Информационный бюллетень №4 (175). Информационно-аналитический центр Координатно-Временного Обеспечения, ЦУП, <http://www.mcc.rsa.ru/iackvo>.

Глава 3

Спутниковая радионавигационная система GPS

3.1. История создания системы

Идеи использования космических аппаратов для навигации подвижных объектов в США, как свидетельствует профессор Стэнфордского университета Б. Паркинсон, в прошлом руководитель программы "Навстар-GPS" от BBC, начали развиваться после запуска в СССР в 1957 году первого искусственного спутника Земли. В это время Лаборатории прикладной физики Университета Джона Гопкинса (ЛПФ) была поставлена задача слежения за советским ИСЗ посредством приема его сигнала на наземном пункте с известными координатами, выделения доплеровского сдвига несущей частоты передатчика ИСЗ и дальнейшего расчета параметров движения спутника. Обратная задача расчета координат приемника на основе обработанного сигнала и координат ИСЗ представлялась очевидной и естественной.

На этой основе в интересах навигационного обеспечения пуска с подводных лодок баллистических ракет Поларис в 1964 году была создана доплеровская спутниковая радионавигационная система (СРНС) первого поколения Transit, отцом которой считают профессора Р. Кершнера, директора ЛПФ. Для коммерческого использования эта система была предоставлена в 1967 г. Причем число гражданских потребителей вскоре существенно превысило число военных. Координаты потребителя рассчитывались на основе приема и выделения доплеровского сдвига частоты передатчика одного из 6-7 НКА. При этом последний находился в поле видимости в течение примерно 40 мин., что позволяло получить достаточно высокую точность определения координат лишь для медленно движущихся и стационарных объектов.

С разработкой атомных часов в 1960 году стало возможным использовать для целей навигации сеть точно синхронизированных передатчиков, передающих кодированные сигналы. Измерение приемником соответствующих временных задержек позволяло рассчитать координаты приемника. Впервые реализация этого принципа была осуществлена с помощью запуска (31.5.67 г.) спутника ВМС США TIMATION-I. Работы в этом направлении были продолжены и ознаменованы запуском 30.9.69 г. спутника TIMATION-II-82B. Оба спутника для отработки общих принципов первоначально были оборудованы бортовыми эталонами времени и частоты (БЭВЧ) на основе кварцевого генератора (стандарта).

BBC США в 1964 г. начали программу разработки и испытаний возможностей использования для целей местоопределения широкополосных сигналов, модулированных псевдослучайными шумовыми (PRN) кодами (621B Program). Свойство корреляционного разделения таких сигналов обусловило возможность использования несколькими передатчиками одной несущей частоты.

В 1973 году программы ВВС и ВМС США были объединены в общую Навигационную технологическую программу, позднее превратившуюся в программу "Навстар-GPS"; спутник TIMATION-III был переоборудован в общий космический аппарат NTS-1, запущенный 14 июля 1974 г. с кварцевым и рубидиевым стандартами частоты; за ним последовало создание КА NTS-2 и NTS-3 соответственно с цезиевым и водородным стандартами. В течение этого периода времени точность синхронизации возросла с Е-11 до Е-12...Е-13 и выше, выросла и высота орбит спутников (с 925 км до 13000 и затем 20000 км), изменилась несущая частота передатчиков (с 400 МГц до 1227 и 1575 МГц).

В течение первого этапа программы Навстар проводилась оценка общей концепции и были разработаны НКА Блок-I. II-й этап полномасштабной разработки и испытаний начался в 1978 г. с запуска первых 4-х НКА (табл. 3.1 подготовлена на 7.4.1999) [1]. В 1995г. система оказалась практически развернутой. В настоящее время в системе находится 26 НКА Блок-II и два НКА нового поколения Блок-IIR (табл.3.1), запуск которых был осуществлен 22.7.1997 и 7.10.99. НКА Блок-IIR будут запускаться до 2002 г., после чего им на смену придут НКА Блок-III.

За это время примерно 60 фирмами создано более 400 типов приемной аппаратуры потребителей различного назначения, которая в настоящее время эффективно используется не только для решения военных, но и огромного числа гражданских задач, включая такие, как строительство и земледелие. Прогнозируется, что общий мировой рынок продаж продуктов GPS к 2002 г. составит 16 млрд. долл.

Таблица 3.1. НКА СРНС Навстар-GPS

Номер НКА	Номер кода (PRN)	Тип НКА	Дата запуска	Слот	Дата ввода в работу	Дата вы- вода	Причина отказа	Время работы, месяцы
1	4	Блок-I-1	22.2.78	**	29.3.78	25.1.80	БЭВЧ	21,9
2	7	I-2	13.5.78	**	14.7.78	30.8.80	БЭВЧ	25,5
3	6	I-3	6.10.78	**	9.11.78	19.4.92	БЭВЧ	161,3
4	8	I-4	11.12.78	**	8.1.79	27.10.86	БЭВЧ	93,6
5	5	I-5	9.2.80	**	27.2.80	29.11.83	БСУ	45
6	9	I-6	26.4.80	**	16.5.80	10.12.90	БСУ	126,8
7	**	I-7	18.12.81	**	**	**	ракета	0
8	11	I-8	14.7.83	**	10.8.83	4.5.93	EPS *	116,8
9	13	I-9	13.6.84	**	19.7.84	25.2.94	EPS *	115,2
10	12	I-10	8.9.84	**	3.10.84	18.11.95	БЭВЧ	133,5
11	3	I-11	9.10.85	**	30.10.85	27.2.94	СТК**	99,9
14	14	Блок II-1	14.2.89	E1	14.4.89	в работе	—	119,8
13	2	II-2	10.6.89	B3	12.7.89	в работе	—	116,8
16	16	II-3	17.8.89	E5	13.9.89	в работе	—	114,8
19	19	II-4	21.10.89	A4	14.11.89	в работе	—	112,8
17	17	II-5	11.12.89	D3	11.1.90	в работе	—	110,9
18	18	II-6	24.1.90	F3	14.2.90	в работе	—	109,8
20	20	II-7	25.3.90	B5	19.4.90	10.5.96	БСУ	72,7
21	21	II-8	2.8.90	E2	31.8.90	в работе	—	103,2
15	15	II-9	1.10.90	D2	20.10.90	в работе	—	101,6

Таблица 3.1 (окончание)

Номер НКА	Номер кода (PRN)	Тип НКА	Дата запуска	Слот	Дата ввода в работу	Дата вы- вода	Причина отказа	Время работы, месяцы
23	23	II-10	26.11.90	E4	10.12.90	в работе	–	99,9
24	24	II-11	3.7.91	D1	30.8.91	в работе	–	91,2
25	25	II-12	23.2.92	E4	24.3.92	в работе	–	84,4
28	28	II-13	9.4.92	C5	25.4.92	5.5.97	навигация	83,4
26	26	II-14	7.7.92	F2	23.7.92	в работе	–	80,5
27	27	II-15	9.9.92	A3	30.9.92	в работе	–	78,2
32	1	II-16	22.11.92	F1	11.12.92	в работе	–	75,9
29	29	II-17	18.12.92	F4	4.1.93	в работе	–	75,1
22	22	II-18	2.2.93	B1	4.4.93	в работе	–	72,1
31	31	II-19	30.4.93	C3	13.4.93	в работе	–	71,8
37	7	II-20	13.5.93	C4	12.6.93	в работе	–	69,8
39	9	II-21	26.6.93	A1	21.7.93	в работе	–	68,5
35	5	II-22	30.8.93	B4	20.9.93	в работе	–	66,6
34	4	II-23	26.10.93	D4	1.12.93	в работе	–	64,2
36	6	II-24	10.3.94	C1	28.3.94	в работе	–	60,3
33	3	II-25	28.3.96	C2	9.4.96	в работе	–	35,9
40	10	II-26	16.7.96	E3	15.8.96	в работе	–	31,7
30	30	II-27	12.9.96	B2	1.10.96	в работе	–	30,2
38	8	II-28	6.11.97	A5	18.12.97	в работе	–	15,6
42	12	Блок IIR-1	17.1.97	**	**	**	ракета	0
43	13	IIR-2	22.7.97	F5	31.1.98	в работе	–	14,2

Примечание: * EPS – предположительно система эфемеридного обеспечения; ** СТК – системы слежения, телеметрии, контроля.

3.2. Назначение, общая характеристика и состав системы

Глобальная спутниковая система GPS предназначена для высокоточного определения трех координат места, составляющих вектора скорости и времени различных подвижных объектов.

Система разработана по заказу и находится под управлением МО (ВВС) США. В интересах мирового сообщества она используется в соответствии с положениями [3]. Перспективы ее использования определяются также [4]. США предоставляют систему в стандартном режиме для гражданского, коммерческого и научного использования без взимания за это специальной платы. Определено, что за использование системы гражданскими потребителями ответственность несет Министерство транспорта США.

В соответствии с Интерфейсным контрольным документом GPS (ICD-200C-002, 25.9.97 [5]), основными разработчиками и создателями (contractors) системы являются:

- по космическому сегменту – Rockwell International Space System Division (НКА Блок-I/II/IIA/PIF), Martin Marietta Astro Space Division (Блок-IIR);
- по сегменту управления – IBM, Federal Systems Company;
- по сегменту потребителей – Rockwell International, Collins Avionics & Communication Division.

Документом, устанавливающим взаимоотношения потребителей с системой, является Интерфейсный контрольный документ GPS [5], за распространение которого несет ответственность корпорация ARINC.

Система GPS состоит из космического сегмента, сегмента управления (наземный командно-измерительный комплекс, КИК) и сегмента потребителей (рис. 3.1).

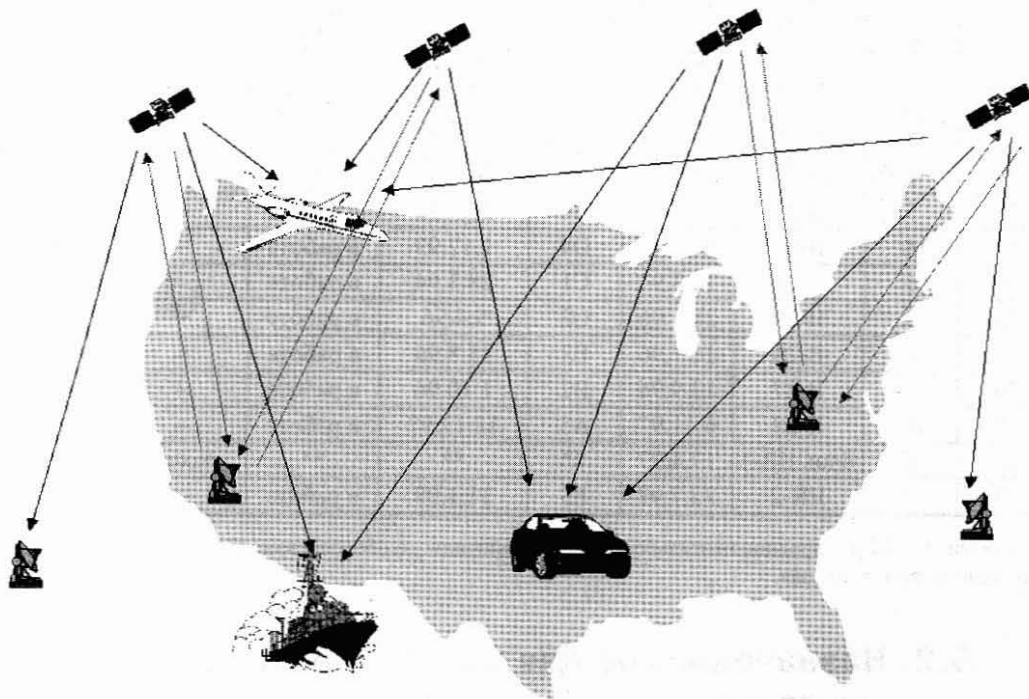


Рис. 3.1. Система GPS

3.3. Космический сегмент

3.3.1. Орбитальная группировка

Космический сегмент образован орбитальной группировкой, номинально состоящей из 24 основных НКА и 3-х резервных НКА. НКА находятся на 6 круговых орбитах высотой примерно 20000 км, наклонением 55° и равномерно разнесенных по долготе через 60° . Схематично размещение НКА на орбитах на 19.1.1999 г. может быть проиллюстрировано рис. 3.2.

19 января 1999 г. 9:00 UTC

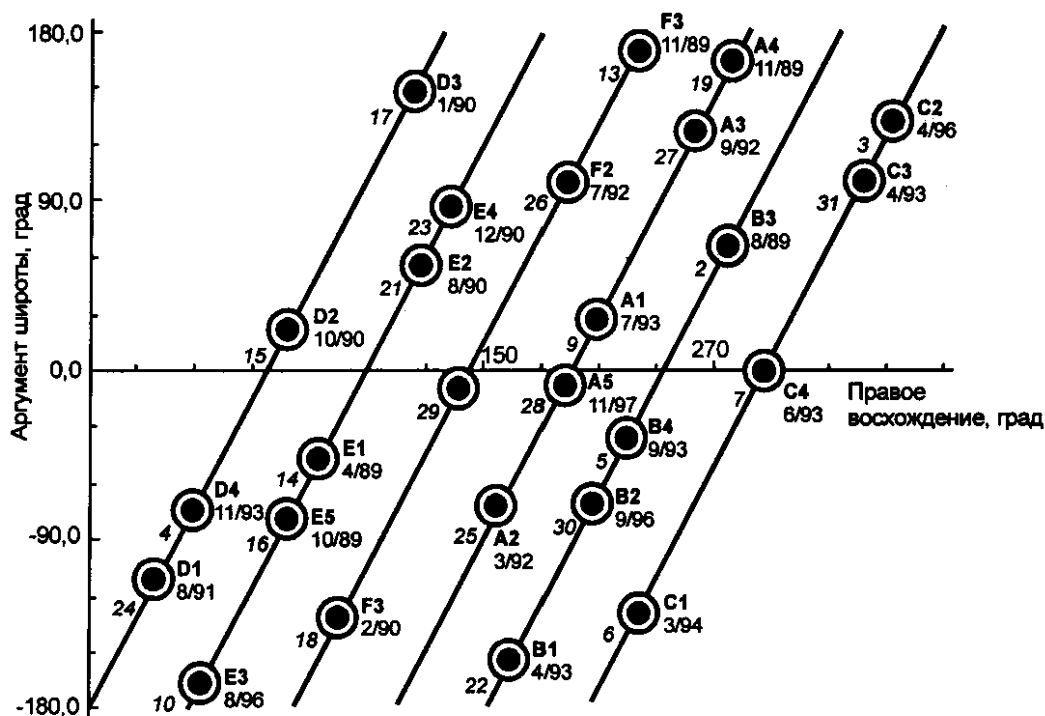


Рис. 3.2. Размещение НКА GPS на орбитах

Состояние орбитальной группировки на 7.02.2000 г. может характеризоваться следующей табл. 3.2 [2]:

Таблица 3.2. Состояние орбитальной группировки

Номер кода	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	13	14	15
Плоскость, точка	F4	B3	C2	D4	B4	C1	C4	A3	A1	E3	D2	F5	E1	D5
Время	CS	CS	CS	RB	CS	CS	RB	CS	CS	CS	RB	RB	CS	CS
Номер кода	16	17	18	19	21	22	23	24	25	26	27	29	30	31
Плоскость, точка	E5	D3	F3	A5	E2	B1	E4	D1	A2	F2	A4	F1	B2	C3
Время	CS	CS	CS	CS	CS	RB	CS	RB	CS	RB	CS	RB	CS	CS

В ней буквами А, В, С, D, Е, F обозначены шесть орбитальных плоскостей; обозначения CS и RB приняты соответственно для цезиевого и рубидиевого стандартов частоты, определяющих местное время НКА.

3.3.2. Навигационный космический аппарат

Система GPS последовательно базировалась и базируется (табл. 3.1) на постоянно совершенствуемых НКА Блок-I, Блок-II, Блок-IIA. В настоящий период начался запуск НКА Блок-IIR, которым в следующем тысячелетии будут наследовать НКА Блок-IIF. В табл. 3.3 с использованием [6, 7] приведены характеристики указанных НКА.

Таблица 3.3. Характеристики НКА

Тип НКА	Масса на орбите, кг	Мощность энергоисточников, Вт	Расчетный срок активного существования, лет	Год запуска первого НКА
Блок-I	525	440	—	1978
Блок-II	844	710	5,0	1989
Блок-IIR	1094	1250	7,5*	1997
Блок-IIF	—	—	14-15	2001-2002

* По другим данным срок активного существования Блок- IIR 10 лет.

В состав бортового оборудования НКА входят следующие подсистемы: синтезатор частот, блоки формирования и передатчики навигационных сигналов, средства синхронизации и временного обеспечения или бортовые "часы" (на НКА Блок-II используются два рубидиевых со стабильностью 5×10^{-13} и два цезиевых стандарта частоты со стабильностью 2×10^{-13}), бортовое вычислительное устройство в составе основной и двух резервных ЭВМ, подсистемы ориентации в процессе наведения и на орбите, телеметрии, приема команд и ретрансляции сигналов наземного комплекса управления, терморегулирования и электропитания. Антенная система в линии передачи данных использует конические и спирально-конические антенны. Для передачи навигационных сигналов используются фазированные антенные решетки из спиральных излучающих элементов [8].

На НКА имеются также двигатели для коррекции орбиты и двигатели системы ориентации. Ориентация в пространстве осуществляется с помощью системы специальных датчиков. Подсистема телеметрии включает радиолинии передачи данных о состоянии бортовой аппаратуры в сегмент управления. По этим же линиям с земли поступают поправки к эфемеридам и показаниям бортовых "часов". Для точного определения орбит НКА используется запросный метод и на НКА аппаратура ретрансляции запросных сигналов с земли. По соответствующим измерениям задержки этих сигналов осуществляется точное определение параметров орбит и параметров движения НКА.

Опытные НКА №1-11 (Блок-I) были сконструированы так, чтобы обеспечивать нормальную работу по определению места в течение 3-4 дней без контакта с землей. Оперативные НКА получили наименование Блок-II, Блок-IIA, Блок-IIR.

НКА Блок-II (№ 13-21) должен был обеспечивать местоопределение без контакта с землей в течение 14 дней.

НКА Блок-IIA (№22-40) должны обеспечивать функционирование системы в течение 180 дней без контакта с землей.

Повышение автономности работы достигается за счет прогнозирования и компенсации погрешностей координатно-временного обеспечения НКА на коротком и длительном интервалах работы, обеспечиваемых за счет записи большого количества данных в памяти бортового компьютера НКА. В первом случае, через 14 дней погрешности местоопределения мо-

гут достигать 425 м (сферическая вероятная ошибка, СВО), во втором случае, через 180 дней СВО может достичь величины 10 км.

НКА Блок-ИIR (№41-66) должен обеспечивать местоопределение без контакта с землей по крайней мере в течение 14 дней при работе совместно с НКА Блок-IIA и в течение минимум 180 дней с работающей системой автономной навигации (Autonav) при работе только спутников Блок-ИIR.

Отметим также, что на бортах НКА Блок-ИIR размещаются средства межспутниковой связи, обмена данными и измерения взаимных дальностей, позволяющие проводить автономную синхронизацию "часов" НКА и автономное уточнение параметров орбит. Именно эти средства и предназначены для обеспечения автономной работы СРНС в течение 180 дней без существенного ухудшения точности определения координат (16 м, СВО) с удовлетворением предъявляемым требованиям по устойчивости функционирования. Следует заметить, что эта способность может быть реализована лишь после запуска необходимого числа НКА Блок-ИIR.

Подсистемы терморегулирования включают теплоотводящие панели и электронагревательные элементы. Энергопитание осуществляется от панелей солнечных батарей. В период прохождения через тень Земли применяются никель-кадмиевые аккумуляторы.

НКА Блок-ИГ предназначены для замены НКА Блок-ИIR, предполагают увеличение срока службы до 14 и более лет, а также совершенствование структуры сигнала и координатно-временного обеспечения НКА (см. раздел 3.8).

3.3.3. Структура навигационных радиосигналов

Передачики НКА GPS излучают два непрерывных сигнала на частотах L1 и L2. Несущая частота L1 состоит из двух компонентов, которые находятся по фазе в квадратуре друг к другу (сдвинуты на $\pi/2$) для удобства их разделения. Первая – модулируется двумя двоичными последовательностями (дальномерный псевдослучайный P-код и информационная последовательность линии передачи данных), складывающимися по модулю 2. Вторая – также модулируется двумя двоичными последовательностями (дальномерный псевдослучайный C/A-код и информационная последовательность), складывающимися по модулю 2. Обе информационные последовательности содержат информацию об эфемеридах НКА, системном времени, поведении "часов" НКА, статусе сообщения и др.

Несущая частота L2 имеет один компонент и модулируется двумя двоичными последовательностями (как правило, дальномерный псевдослучайный P-код или C/A-код и информационная последовательность линии передачи данных), складывающимися по модулю 2. Здесь также предусмотрен режим использования только P(Y)-кода, когда информационная последовательность вообще не передается. Во всех случаях скорость передачи данных информационных последовательностей 50 бит/с. Используется фазовая манипуляция несущих частот (bi-phase shift key, BPSK).

Основным навигационным дальномерным псевдослучайным кодом согласно [5] является точный P-код. При включении режима A/S (Antispoofing) вместо этого кода будет использоваться закрытый код P(Y), введенный впервые для НКА Блок-II.

В распоряжении мирового сообщества находится открытый псевдослучайный код C/A (Clear (Coarse)/Acquisition), иногда переводимый как "легкий (грубый) захват", который сначала использовался для первого вхождения в режим слежения с последующим переходом к использованию P-кода. С целью преднамеренного снижения точности определения координат до уровня 100 м (2 СРО) для C/A-кода введен специальный режим селективного доступа (Selective Availability, S/A, СД), который определяется ICD-GPS-203 [5].

Все НКА используют одни и те же частоты, но каждый свои коды, поскольку свойства рассмотренных кодов таковы, что они позволяют надежно разделять сигналы различных НКА между собой, т.е. здесь используется кодовый принцип разделения сигналов.

P-код представляет собой двоичную псевдослучайную последовательность (ПСП) длиной в 7 суток, передаваемую со скоростью 10,23 Мбит/с (тактовая частота 10,23 МГц). Закрытый P(Y)-код, длительность которого по данным [8] составляет 267 суток, формируется в соответствии со специальными закрытыми документами (ICD-GPS-203/ 224/ 225) [5].

C/A-код (код Голда) представляет собой ПСП длиной в 1 мс с тактовой частотой 1,023 МГц.

Начиная с НКА Блок-II, аномальные (нестандартные) коды C/A и P(Y) получили наименование NSC и NSY. Эти коды предназначены для защиты пользователя от отказов обслуживания.

Таким образом сигналы GPS занимают в L-диапазоне две полосы шириной по 20,46 МГц, в центре которых находятся частоты L1 и L2. Эти частоты когерентно порождены на НКА одним генератором и на земле частота этого генератора должна иметь величину 10,23 МГц (тактовая частота P-кода). Учитывая появление релятивистского эффекта, величина частоты задающего генератора на орбите должна быть смещена на $-4,5674 \cdot 10^{-3}$ Гц и равна 10,22999999543 МГц. Номинальные значения частот будут 1575,42 МГц и 1227,6 МГц для диапазонов L1 и L2 соответственно.

При этом корреляционные потери мощности сигнала составят:

- вследствие несовершенства модуляции 0,6 дБ,
- вследствие несовершенства предварительной фильтрации в полосе 20,46 МГц – 0,4 дБ.

Фазовые шумы несущей позволяют при односторонней полосе контура фазовой автоподстройки в 10 Гц реализовать точность слежения за фазой порядка 0,1 радиан (СКО).

Паразитные сигналы в полосе 20,46 МГц должны быть по крайней мере на 40 дБ ниже уровня немодулированных несущих в обоих диапазонах.

В результате фазовой манипуляции значения фаз и состояний кодов составного L1 сигнала будут определяться табл. 3.4.

Таблица 3.4. Состояние кодов и фазы составного L1 сигнала

Значения фазы, град	P-код	C/A-код
0	0	0
-70,5	1	
+109,5	0	1
180	1	1

Минимальные уровни принимаемых сигналов (дБВт) на линейно поляризованную антенну с усилением в 3 дБ при углах места НКА более 5° приведены ниже.

Частота	P-код	C/A-код
L1	-163,0	-160,0
L2	-166,0	-166,0

Эффективная неопределенность групповой задержки сигнала в НКА (между генератором частоты и фазовым центром передающей антенны) не превышает 3,0 нс (2 СКО). Групповая дифференциальная задержка между сигналами L1 и L2 кода P(Y) может иметь смещение, не превышающее 15 нс, и случайную составляющую, уровень которой не превышает 3,0 нс (2 СКО).

Все передаваемые одним НКА сигналы порождены одним стандартом частоты и когерентно связаны между собой. Это относится и к несущей частоте, и к кодам, причем для цифровых сигналов нормы задает P-код. В информационной последовательности различие в переходах между состояниями не превышает 10 нс (2 СКО).

Излучаемые передатчиками НКА сигналы имеют правостороннюю круговую поляризацию. В диапазоне курсовых углов $\pm 14,3^\circ$ эллиптичность сигнала L1 должна быть не хуже 1,2 дБ для НКА Блок-II/IIA и не хуже 1,8 дБ для Блок-IIR. Эллиптичность сигнала L2 должна быть не хуже 3,2 дБ для НКА Блок-II/IIA и не хуже 2,2 дБ для Блок-IIR в том же диапазоне углов.

3.3.4. Навигационное сообщение

В навигационном сообщении информационной последовательности GPS содержится информация об эфемеридах НКА, позволяющих рассчитать их координаты и составляющие скорости, альманах созвездия НКА, частотно-временные поправки, метки времени, параметры ионосферной модели, сведения о работоспособности бортовой аппаратуры НКА и др. Эта информация используется в аппаратуре потребителя при решении навигационно-временной задачи по определению координат, скорости и временной поправки к местной шкале времени.

Информационная последовательность передается кадрами емкостью 1500 бит и длительностью 30 с. Один кадр делится на субкадры длительностью 6 с. Каждый субкадр (или строка) содержит 10 слов по 30 бит каждое. В одном кадре передается 1/25 всего альманаха. Поэтому передача всей информации альманаха занимает 12,5 мин. Этот массив информации объемом 37500 бит называют суперкадром.

Используется 11 типов блоков (форматов) данных, содержание которых характеризуется табл. 3.5.

Таблица 3.5. Содержание блоков (форматов) данных

№ блока (формата)	Содержание	№ субкадра в кадре	№ страницы в суперкадре
1	Временные поправки, поправки для двухчастотной ионосферной коррекции	1	—
2	Эфемериды	2	—
3	Эфемериды	3	—
4	Альманах	5	1-24
5	Признаки работоспособности НКА	5	25
6	Резервное сообщение	4	1, 6, 11, 16 & 21
7	Резервное сообщение	4	12, 19, 20, 22, 23 & 24
8	Параметры UTC ионосферной модели	4	18
9	Признаки A/S и работоспособности НКА	4	25
10	Служебное сообщение	4	13
11	Резервное сообщение	4	14, 15 & 17

Информация блоков 1, 2, 3 передается оперативно через 30 с. Информация остальных блоков передается страницами в составе суперкадра на месте, указанном в 4-м столбце табл. 3.5. Для иллюстрации содержания навигационного сообщения в табл. 3.6 в качестве примера приведены параметры субкадра 1.

Таблица 3.6. Параметры субкадра 1

Параметр	Число бит	Цена младшего разряда	Диапазон	Единицы
Номер недели	10	1		неделя
Код L2	2	1		целое
Признак данных с Р-кодом на L2	1	1		целое
Точность НКА	4			ИЕ*
Признак работоспособности НКА	6	1		целое
T_{GD}	8	2^{-31}		с
IODC	10			ИЕ*
t_{oc}	16	2^4	604784	с
a_{12}	8	2^{-55}		с/с*с
a_{11}	16	2^{-43}		с/с
a_{10}	22	2^{-31}		с

* ИЕ – искусственная единица измерения

Каждый субкадр начинается со слов TLM (телеметрия) и NOW (ключ). Шесть младших разрядов каждого субкадра используется для контроля четности. Субкадр 1 используется для передачи временной информации. Метка времени – Z-отсчет передается следующим образом: 10 старших разрядов (число недель) передаются в субкадре 1 отдельно (1-я строка табл. 3.6), а время недели передается в составе слова NOW.

Параметр "Код L2" используется для определения, какой код передается на частоте L2 (Р или С/А). Третья строка содержит признак передачи данных с Р-кодом на частоте L2. Коэффициент "Точность НКА" характеризует диапазон ошибок ПД. Параметры t_{oc} , a_{12} , a_{11} , a_{10} (временные поправки) используются для коррекции "часов" НКА на основе полиномиальной модели 2-го порядка с релятивистскими поправками, а параметр T_{GD} – для коррекции псевдодальности при одночастотных измерениях. Параметр IODC является характеристикой временных поправок.

Более детально сообщения и способы использования их параметров описаны в [5].

3.3.5. Средства запуска на орбиту

НКА Блок-I первоначально запускались ракетой-носителем Атлас-Ф [9] (Атлас-Е) с разгонным блоком SGS-II [7]. В последующем предполагалось использовать для этой цели космические корабли типа "Шаттл". Однако затем остановились на использовании РН "Дельта-II" [7]. Предполагается, что первые НКА новой серии Блок-III будут запускаться с помощью РН EELV компании Боинг-Макдоннел-Дуглас [6].

3.4. Сегмент управления

Сегмент управления состоит из сети наземных станций слежения, расположенных по всему миру. Сеть включает главную (ведущую) станцию (ГС), контрольные станции (КС)

или станции слежения (СС) и земные станции ввода данных на НКА (три). Главная станция контроля и управления находится на авиабазе Фалкон (Шривер) ВВС США в районе г. Колорадо-Спрингс, штат Колорадо. По данным [10] контрольные станции первоначально были расположены на Гавайях, на авиабазе Элмендорф (Аляска), на о. Гуам и на авиабазе Ванденберг в Калифорнии. В настоящее время КС размещены на атолле Диего-Гарсиа (архипелаг Чагос в Индийском океане), на о. Вознесения (в Атлантическом океане), на Гавайях и атолле Кваджалейн (в Тихом океане); одна КС совмещена с ГС [11]. Как видно, КС расположены сравнительно равномерно по Земному шару вблизи экватора, что создает благоприятные условия для наблюдений НКА. Эти станции принимают сигналы спутников GPS и осуществляют специальные прецизионные измерения дальности до НКА. Главная станция осуществляет сбор измерений от всех КС. Затем все измерения обрабатываются. По ним осуществляются точные расчеты параметров орбит, ионосферной модели и корректирующих поправок для бортовых часов, которые с главной станции через земные станции связи (атолл Диего-Гарсиа, о. Вознесения, атолл Кваджалейн) совместно с данными обработки метеорологической информации, позволяющей уточнить параметры модели тропосферы, передаются на борт каждого НКА. Производится также мониторинг состояния НКА и управление их работой. Основу ГС составляет центр управления с вычислительным комплексом (координационно-вычислительный центр, КВЦ) и средства передачи данных на земную станцию связи с НКА (станция закладки служебной информации, СЗСИ [12]). Канал "Земля – НКА" использует частоту 2227,5 МГц; канал "НКА – Земля" использует частоту 1783,74 МГц [6].

Сегмент управления устанавливает шкалу времени GPS, которая привязана к шкале времени UTC (шкала Универсального координированного времени), поддерживаемой Военно-морской обсерваторией США. Начало отсчета времени установлено в полночь с 5.1. на 6.1.1980. Самой крупной единицей времени GPS является одна неделя, которая, как определено, состоит из 604800 с. Время GPS может отличаться от времени UTC, поскольку первое является непрерывным, а второе может корректироваться на целое число секунд. Между ними имеется также некоторое постоянно растущее расхождение. Поэтому ГС контролирует шкалу времени GPS с тем, чтобы она не уходила от UTC больше, чем на одну 1 мкс.

Передаваемые с НКА навигационные данные содержат информацию о расхождениях шкал времени. Точность этих данных такова, чтобы точность алгоритмической привязки шкалы времени GPS к UTC находилась в пределах 90 нс (СКО).

Время GPS определяется так называемым Z-отсчетом, который представляет собой 29-разрядное двоичное число. Старшие 10 разрядов характеризуют число недель тогда, как оставшиеся 19 разрядов характеризуют число 1,5 секундных циклов X1 кода, порождающего P-код. Z-отсчет привязан к началу цикла X1 кода и передается в составе навигационного сообщения сигнала НКА с C/A-кодом. Он характеризует время начала излучения сигнала и может использоваться для сокращения времени поиска сигнала с P-кодом.

3.5. Принципы навигационных определений. Сегмент потребителей

Основные принципы навигационных определений в системе GPS характеризуются рис. 3.3. Они аналогичны принципам, описанным в главе 2 применительно к системе ГЛОНАСС. Координаты потребителя в системе получаются посредством их расчета по псевдодальностям до НКА. Псевдодальности рассчитываются (соотношение 2.1) по временным задержкам прохождения сигналов синхронизированных между собой НКА по трассам

"НКА-потребитель". Задержки измеряются в результате сопоставления принятых псевдослучайных кодов и генерируемых в приемнике копий этих кодов с учетом априори известных моментов излучений сигналов НКА. Предварительно производится коррекция ПД за счет компенсации эффекта вращения Земли, тропосферных и ионосферных погрешностей. В двухчастотной аппаратуре для исключения ионосферных погрешностей также используется соотношение (2.1а).

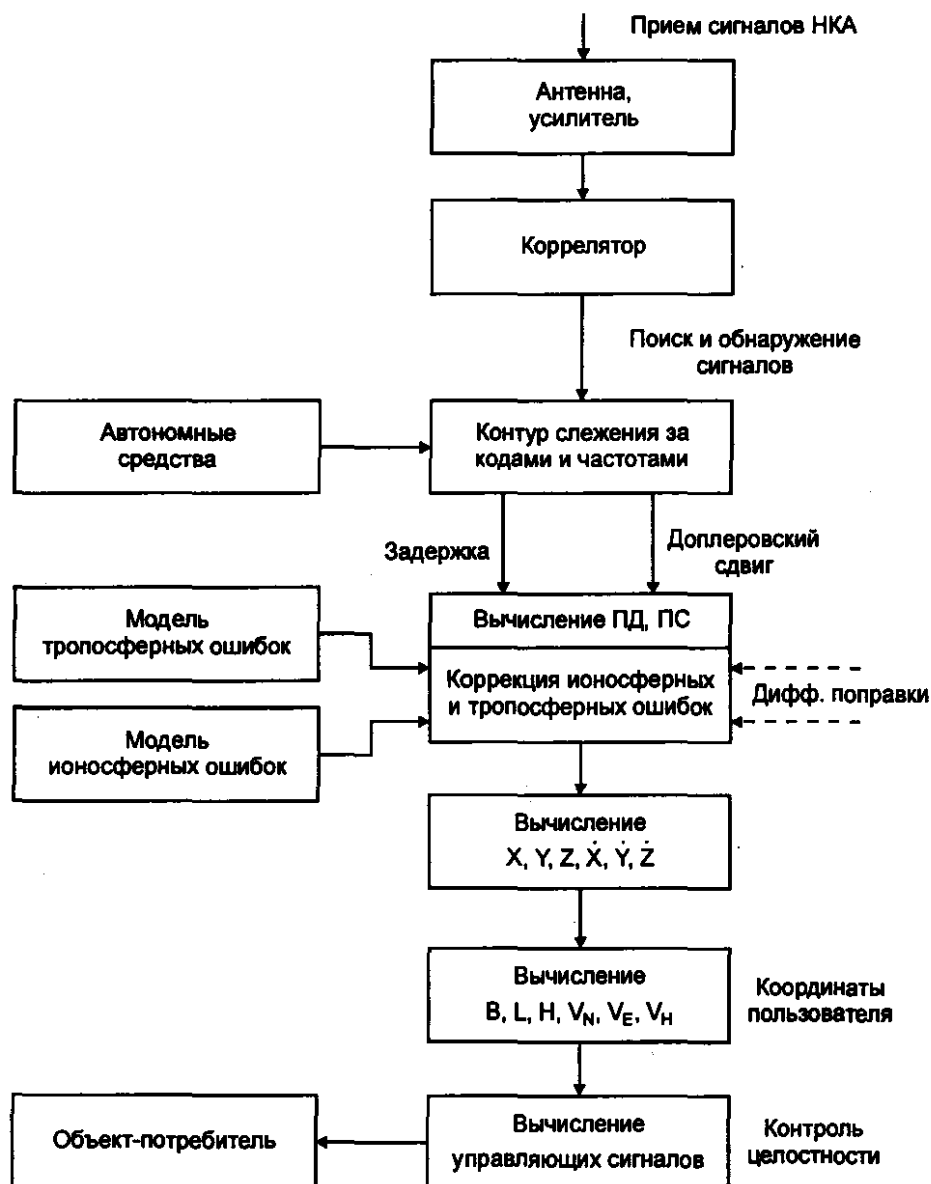


Рис. 3.3. Принципы навигационных определений

В одночастотной аппаратуре для компенсации ионосферных погрешностей используется уточненная модель Клобучара. Считается, что эта модель позволяет устранить половину этих ошибок [5]. При этом временная поправка T_{ion} к задержке для сигнала на частоте L1 определяется с помощью следующих соотношений:

$$T_{ion} = \begin{cases} F \times \left[5,0 \times 10^{-9} + (AMP) \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < 1,57 \\ F \times (5,0 \times 10^{-9}), & |x| \geq 1,57 \end{cases} \quad (c), \quad (3.1)$$

где

$$AMP = \begin{cases} S = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_n^n, & \text{при } S \geq 0 \\ 0, & \text{при } S < 0 \end{cases} \quad (c), \quad (3.2)$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{PER} \quad (\text{рад}), \quad (3.3)$$

$$PER = \begin{cases} B = \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_n^n, & \text{при } B \geq 72000 \\ 0, & \text{при } B < 72000 \end{cases} \quad (c), \quad (3.4)$$

$$F = 1,0 + 16,0 \times [0,53 - E]^3. \quad (3.5)$$

При этом α_n и β_n , $n = 0, 1, 2, 3$, передаются в составе навигационного сообщения. Кроме того:

$$\begin{aligned} \phi_m &= \phi_i + 0,064 \cos(\lambda_i - 1,617), \\ \lambda_i &= \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_i}, \end{aligned} \quad (3.6)$$

$$\phi_i = \begin{cases} \phi_u + \psi \cos A, & \text{при } |\phi_i| \leq 0,416, \\ 0,416, & \text{при } \phi_i > +0,416, \\ -0,416, & \text{при } \phi_i < -0,416 \end{cases} \quad (3.7)$$

$$\psi = \frac{0,0137}{E + 0,11} - 0,022, \quad t = 4,32 \times 10^4 \lambda_i + t_{GPS} \quad (c), \quad (3.8)$$

где $0 \leq t < 86400$. Поэтому, если $t \geq 86400$ с, вычитается 86400 с; если $t < 0$ с, то добавляется 86400 с.

В соотношениях (3.1)-(3.8):

α_n – коэффициенты кубического уравнения, характеризующие амплитуду вертикальной задержки (4 коэффициента по 8 бит каждый); β_n – коэффициенты кубического уравнения, характеризующие период ионосферной модели (4 коэффициента по 8 бит каждый); эти параметры передаются в навигационном сообщении в следующем виде (табл. 3.7):

t_{GPS} – время GPS, вычисляемое в БА. E и A – соответственно угол возвышения и азимут НКА; ϕ_u , λ_u – геодезические координаты (широта и долгота в системе WGS-84); x – фаза (радианы); F – фактор наклона (безразмерный); t – местное время (с); ϕ_m – геомагнитная широта проекции на поверхность Земли точки пересечения ионосферы прямой "НКА – по-

требитель" (средняя высота ионосферы предполагается равной 350 км); ϕ и λ_i – геодезическая широта и долгота этой же проекции; ψ – центральный угол между местом потребителя и проекцией точки пересечения ионосферы прямой "НКА-потребитель" на поверхность Земли. Все угловые параметры представляются долями полукруга.

Таблица 3.7. Параметры ионосферной модели

Параметр	Число бит	Вес младшего разряда	Единицы измерения
α_0	8	2^{-30}	с
α_1	8	2^{-27}	с/доли полукруга
α_2	8	2^{-24}	с/(доли полукруга) ²
α_3	8	2^{-24}	с/(доли полукруга) ³
β_0	8	2^{11}	с
β_1	8	2^{14}	с/доли полукруга
β_2	8	2^{16}	с/(доли полукруга) ²
β_3	8	2^{16}	с/(доли полукруга) ³

Ионосферная поправка к ПД вычисляется посредством

$$\Delta D_{ion,i} = cT_{ion,i}. \quad (3.9)$$

Достаточно точные поправки на ошибки от тропосферы для i -го НКА определяются выражением

$$\Delta D_{tr,i} = 8,8 \operatorname{cosec} E_i, \quad (3.10)$$

где E_i – угол возвышения. Стандартное отклонение остаточной ошибки составляет примерно 10% от поправки [13].

Далее после использования (3.1)–(3.10) образуется система уравнений (2.2а), неизвестными которой являются три координаты (X , Y , Z) и ошибка шкалы времени потребителя T' , проявляющаяся при априорном определении момента излучения сигнала НКА. Известными параметрами при этом будут координаты НКА, определенные в системе WGS-84 по эфемеридным данным. Учитывая, что неизвестных оказывается 4, необходимо иметь не менее 4-х определений ПД относительно 4-х НКА. Обычно в поле видимости потребителя оказывается от 5 до 8 НКА. В первых образцах аппаратуры потребителя решалась задача выбора наилучшего по некоторому критерию созвездия из 4-х НКА.

В современной аппаратуре обычно решается переопределенная система уравнений (больше 4-х) и используется итеративный метод наименьших квадратов, когда ищется решение, наилучшим образом приближающееся ко всем полученным в результате измерений псевдодальностям (2.3).

Составляющие скорости ($\dot{X}$, $\dot{Y}$, $\dot{Z}$) потребителя определяются по измерениям доплеровских сдвигов несущей частоты сигналов НКА, вызываемых движением определяющегося объекта и НКА.

Определенные таким образом геоцентрические (в системе WGS-84) координаты и составляющие скоростей могут преобразовываться в аналогичные параметры в других системах координат.

Сегмент потребителей включает приемники (аппаратуру потребителей) GPS и сообщество самих пользователей. АП принимает сигналы GPS, обрабатывает их, измеряет радионавигационные параметры (псевдодальность и приращение псевдодальности или псевдоскорость) и определяет на их основе координаты и составляющие скорости в ГСК и поправку к местной шкале времени T'_{GPS} относительно системного времени GPS и ее уход, а затем геодезические координаты и высоту над опорным эллипсоидом в системе координат WGS-84 (B, L, H) и составляющие вектора скорости (V_N, V_E, V_H), для получения которых также используются соотношения с параметрами модели Земли (WGS-84), указанными в главе 2. Возможно также определение координат в какой-либо иной системе (Меркатора, Гаусса-Крюгера и т.д.).

АП производится для навигации подвижных объектов (самолетов, вертолетов, морских и речных судов, автотранспорта), для определения координат при геодезических и землеустроительных работах, для синхронизации систем связи и т.д. Облик АП существенно зависит от назначения. Ее стоимость находится в диапазоне от ста до нескольких десятков тысяч долл. США. Подробнее вопросы АП рассмотрены в главе 9.

3.6. Точностные характеристики

Здесь рассматриваются точностные характеристики номинального или автономного (недифференциального) режима использования GPS. Сами точностные характеристики по форме аналогичны описанным в главе 2.

Точностные характеристики определения места, скорости движения и времени подвижного объекта с помощью GPS определяются источниками погрешностей и соответствующими статистическими характеристиками. Этим вопросам посвящен ряд публикаций. Здесь сошлемся на [14], как на одну из последних. В табл. 3.8 приведены СКО основных источников ошибок определения псевдодальности.

Таблица 3.8. СКО основных источников ошибок определения псевдодальности, м

Источники ошибок	С/А-код	Р-код
Селективный доступ	24	0/0
Ионосфера	7	0,01*/2,25**
Тропосфера	0,7	0,7/1,95
Многолучевость	1,2	1,8/1,2
Шумы приемника	1,5	0,6/1,45
Погрешности координатно-временного обеспечения НКА	3,6	3,6/5,4
Общая	25,3/8,1 (без СД)	4,1/6,5

* В числителе приведены данные источника 1 [14].

** В знаменателе приведены данные источника 2 [14].

Из табл. 3.8 следует, что при типичном геометрическом факторе HDOP, равном 2, точность определения координат (CPO, dtms) составит для С/А-кода 50,6 м и 16,2 м (без СД), а для Р-кода 8,2 и 13 м, что не противоречит [5], где отмечается, что сферическая вероятная ошибка должна быть на уровне 16 м.

Более детально точность определения навигационно-временных параметров с различными доверительными уровнями (%) может быть охарактеризована табл. 3.9 [14].

Таблица 3.9. Характеристики ошибок определения навигационно-временных параметров

Параметр	Р-код, 50%	С/А-код, 50%	Р-код, 65...68%	С/А-код, 65...68%	Р-код, 95%	С/А-код, 95%
Местоопределение, м:						
в плане	8	40	10,5	50	21	100
по вертикали	9	47	14	70	28	140
в пространстве	16	76	18	86	36	172
Составляющие скорости, м/с	0,07	н/д	0,1	н/д	0,2	н/д
Время GPS, нс	17	95	26	140	52	280
Время UTC, нс	68	115	100	170	200	340

Уровни погрешностей табл. 3.9 не противоречат приводимым в других источниках, таких, как Федеральный радионавигационный план США и т.д.

Представляется интересным сопоставить указанные характеристики с данными реальных наблюдений. На рис. 3.4 приведены оценки погрешностей определения места в осях "север – восток", полученные при суточных наблюдениях сигналов с С/А-кодами созвездия GPS 18.1.99 в Лаборатории Линкольна МТИ с помощью приемника GG-24 Ashtech.

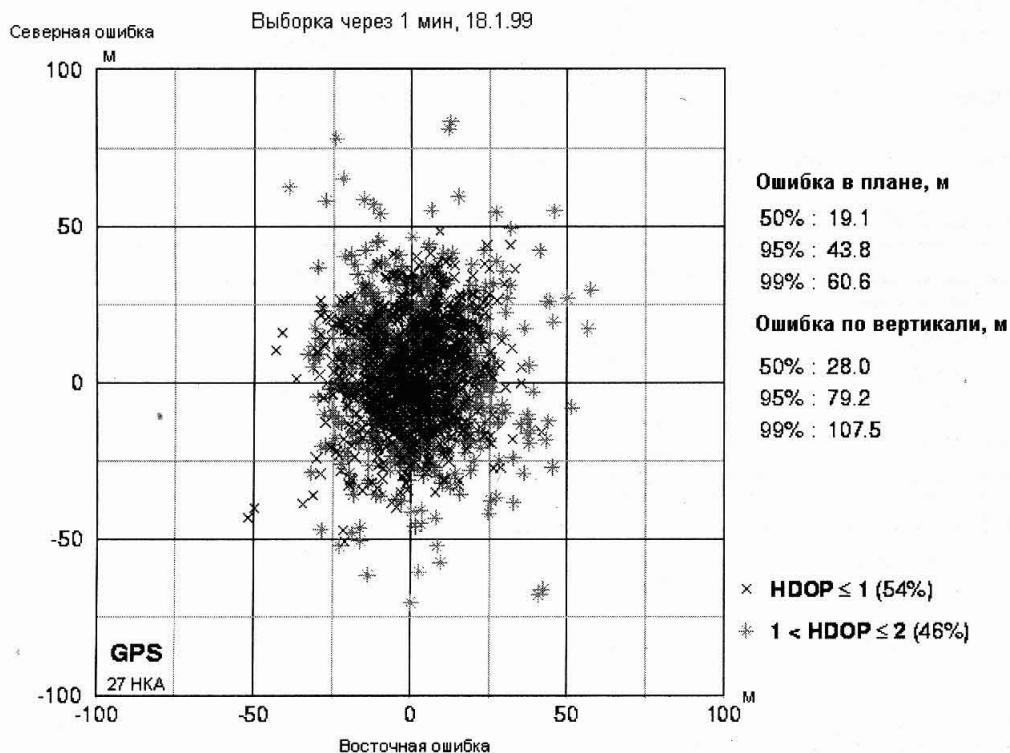


Рис. 3.4. Ошибки местоопределения по системе GPS

Следует отметить, что за счет лучшего геометрического фактора ($\text{HDOP} \leq 1$ в 54% случаев) ошибки определения координат и высоты получились почти в 2 раза меньше, чем определено в табл. 3.9 для доверительных уровней 50% и 95%. На рис. 3.5 приведены оценки погрешностей определения составляющих скорости в тех же наблюдениях. Как видно, погрешности горизонтальных составляющих скорости находятся на уровне 0,17 и 0,42 м/с для 50% и 95% случаев соответственно, что больше 0,07 и 0,2 м/с для доверительных уровней соответственно 50% и 95 % примерно в 2 раза.

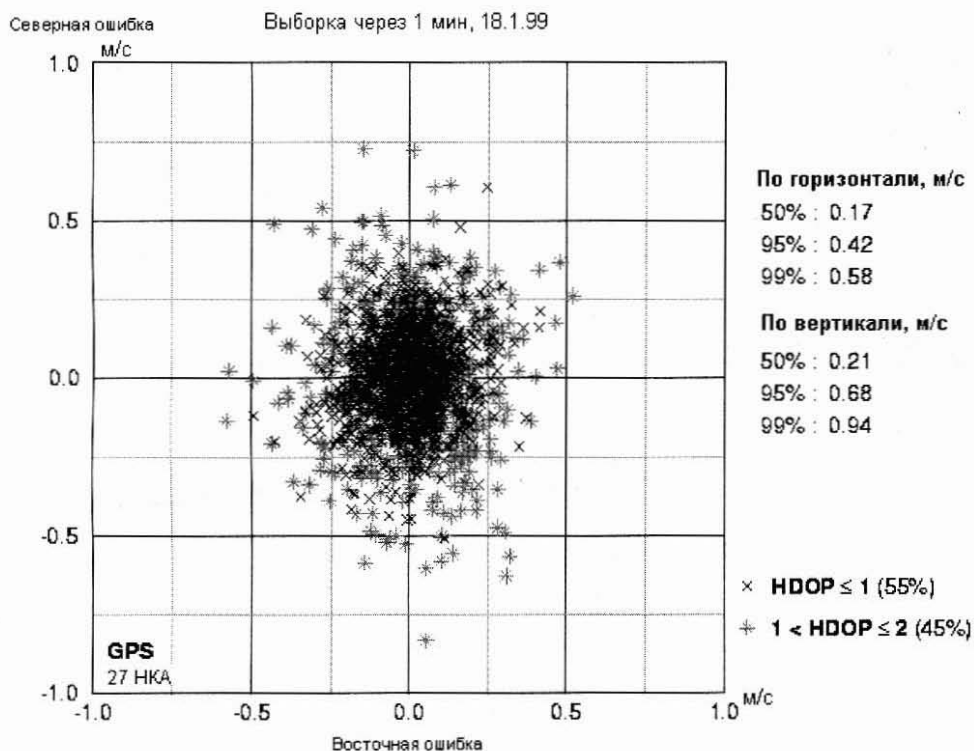


Рис. 3.5. Ошибки определения скорости по GPS

На рис. 3.6 приведены графики изменчивости определения высоты и долготы места с помощью носимого приемника Garmin GPS-12, осуществленного летом 1998 г. в районе г. Москвы. Обработка показала, что СКО изменчивости показаний высоты и долготы места составили соответственно 74 и 87 м. Эта изменчивость также характеризует погрешности определения координат с помощью GPS в режиме селективного доступа, причем, если при определении высоты точностные характеристики табл. 3.9 и СКО эксперимента практически совпадают, то по долготе ошибки эксперимента оказались больше на 80%. В то же время поведение величин изменчивости высоты и долготы соответствует описанию погрешностей селективного доступа, которые представляются суммой квазипостоянной и марковской 2-го порядка случайных величин с СКО, равными 23 м [16].

В заключение заметим, что погрешности определения координат в дифференциальном режиме охарактеризованы материалами глав 5-8.

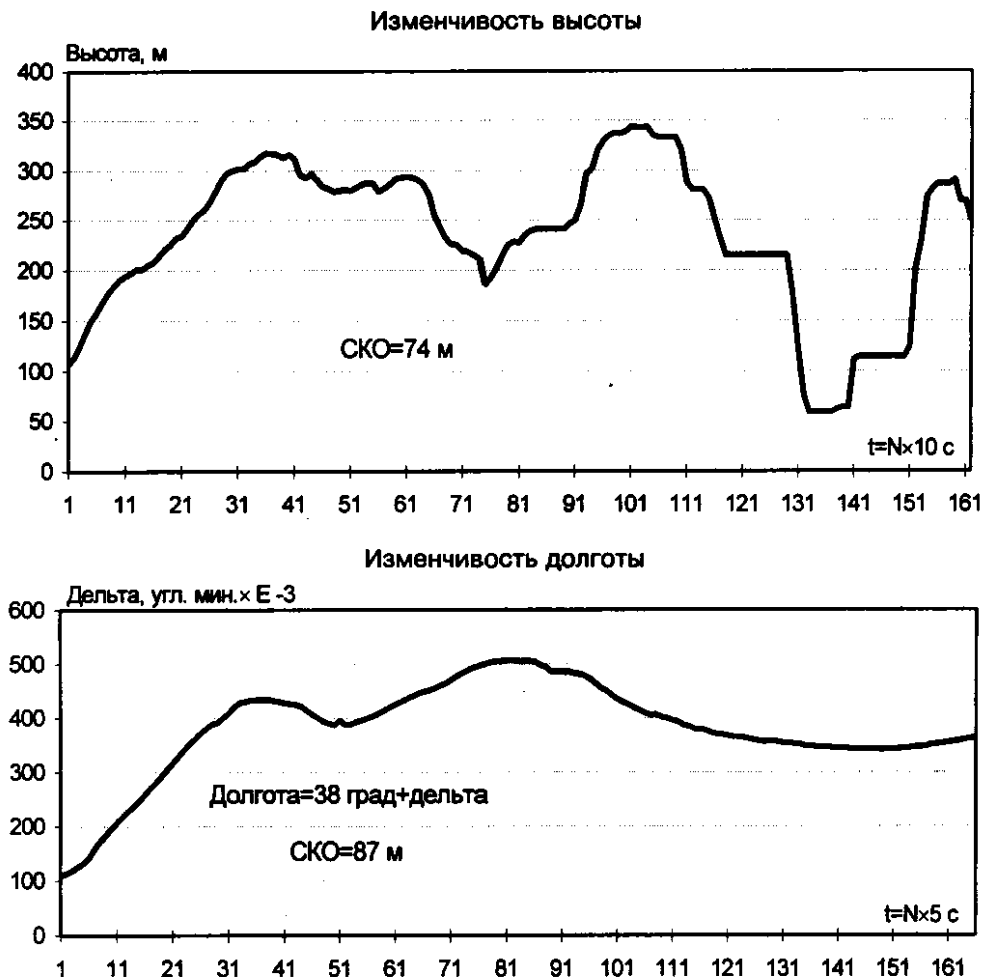


Рис. 3.6. Изменчивость определения высоты и долготы места

3.7. Контроль целостности

Контроль целостности сигналов системы осуществляется посредством использования как внутренних возможностей аппаратуры НКА GPS, так и возможностей сегмента управления.

Соответствующая индикация работоспособности и исправности НКА ("SV health") для потребителей осуществляется посредством передачи в навигационном сообщении соответствующей цифровой информации. В качестве примера отметим, что для индикации работоспособности каждого НКА используется 6-битовые двоичные совокупности, старшие разряды которых имеют значение "0", когда все навигационные данные являются полноценными, и "1", когда все или часть навигационных данных оказываются плохими.

Пять младших разрядов используются для индикации качества передаваемых сигналов и характеризуются табл. 3.10.

Таблица 3.10. Коды состояний

Код	Состояние
00000	Все сигналы хорошие
00001	Все сигналы слабые*
00010	Все сигналы отсутствуют ("dead")
00011	Во всех сигналах отсутствует модуляция цифровой информацией (ЦИ)
00100	Сигнал L1 с P-кодом слабый
00101	Сигнал L1 с P-кодом отсутствует
00110	Сигнал L1 с P-кодом не имеет модуляции ЦИ
00111	Сигнал L2 с P-кодом слабый
01000	Сигнал L2 с P-кодом отсутствует
01001	Сигнал L2 с P-кодом не имеет модуляции ЦИ
01010	Сигнал L1 с C-кодом** слабый
01011	Сигнал L1 с C-кодом отсутствует
01100	Сигнал L1 с C-кодом не имеет модуляции ЦИ
01101	Сигнал L2 с C-кодом слабый
01110	Сигнал L2 с C-кодом отсутствует
01111	Сигнал L2 с C-кодом не имеет модуляции ЦИ
10000	Сигналы L1 и L2 с P-кодом слабые
10001	Сигналы L1 и L2 с P-кодом отсутствуют
10010	Сигналы L1 и L2 с P-кодом не имеют модуляции ЦИ
10011	Сигналы L1 и L2 с C-кодом слабые
10100	Сигналы L1 и L2 с C-кодом отсутствуют
10101	Сигналы L1 и L2 с C-кодом не имеют модуляции ЦИ
10110	Сигнал L1 слабый*
10111	Сигнал L1 отсутствует
11000	Сигнал L1 не имеет модуляции ЦИ
11001	Сигнал L2 слабый*
11010	Сигнал L2 отсутствует
11011	Сигнал L2 не имеет модуляции ЦИ
11100	НКА временно выведен
11101	НКА будет временно выведен
11110	Резерв
11111	Требуется более, чем одна комбинация для характеристики аномалии

* Уровень слабого сигнала ниже номинального уровня на величину от 3 до 6 дБ.

** C то же, что C/A.

Анализ кодов состояния осуществляется в навигационной аппаратуре потребителей.

Указанная процедура контроля целостности также, как и для ГЛОНАСС, дополняется контролем целостности системы, осуществляемым наземными контрольными станциями, например, дифференциальных подсистем (см. главу 5), а также контролем непосредственно в потребительской аппаратуре (глава 9) и в навигационном комплексе подвижного объекта (глава 12).

3.8. Развитие системы GPS

Сообщается [4] о выделении 400 млн. долл. в течение 6 лет на мероприятия по модернизации GPS. Предполагается обеспечение передачи НКА с 2003 г. второго открытого сигнала с C/A-кодом на частоте L2 1227,6 МГц наряду с излучением военного сигнала на этой частоте. Этот сигнал может использоваться в гражданских применениях, не критических с точки зрения безопасности.

Решено также начать работы по обеспечению излучения третьего гражданского сигнала на частоте 1176,45 МГц (аэронавигационный диапазон) для применений, критических с точки зрения обеспечения безопасности (например, в авиации). Такой сигнал может появиться в 2005 г. Доступность этих сигналов для их реального использования будет зависеть от запусков НКА и их состояния на орбитах.

К числу других основных направлений совершенствования системы GPS относятся [17]:

- замена существующих НКА БЛОК-II (A) на НКА Блок-IIR. ВВС США заключили с фирмой Lockheed-Martin контракт на изготовление более 17 таких НКА;
- предусмотрена разработка и изготовление 30 новых более совершенных космических платформ – навигационных космических аппаратов Блок-IIIF; на создание первых 6 НКА заключен контракт с фирмой Boeing (ранее с фирмой Rockwell);
- возможное увеличение на 6-12 НКА общего числа спутников в орбитальной группировке и доведение его до 30-36;
- реализация передачи с НКА Блок-IIIF упомянутых выше двух новых гражданских навигационных сигналов в диапазонах L2 (частота 1227,6 МГц) и L5 (частота 1176,45 МГц) в соответствии с заявлением вице-президента США А. Гора 25.1.99;
- разработка и реализация новой структуры гражданского сигнала в диапазоне L5 на основе F-кодов с полосой 24 МГц (предполагается длина кода от 4000 до 10230 бит при скорости передачи 10,23 Мбит/с), и военного сигнала в диапазонах L1 и L2 на основе M-кодов, занимающих ту же полосу, что и сигналы с кодом P(Y) (рис. 3.7);
- исключение к 2006 г. режима СД к гражданскому сигналу с C/A-кодом, что позволит на порядок повысить точность местоопределения с учетом исключения ионосферных погрешностей (подтверждено заявлением Президента США Б. Клинтона от 01.05.2000);
- снижение систематических ошибок в навигационных определениях за счет повышения точности эфемеридного и временного обеспечения сегмента управления благодаря вводу восьми новых наземных станций мониторинга (National Imagery and Mapping Agency, NIMA) и совершенствованию программного обеспечения наземных средств обработки результатов измерения;
- увеличение доступности и мощности передаваемых сигналов (с M-кодами);
- реализация с запуском НКА Блок-IIR и НКА Блок-IIIF межспутниковых линий связи и измерений и доведение на этой основе автономности системы GPS в целом до полугода;
- реализация и использование дополнений (дифференциальных подсистем).

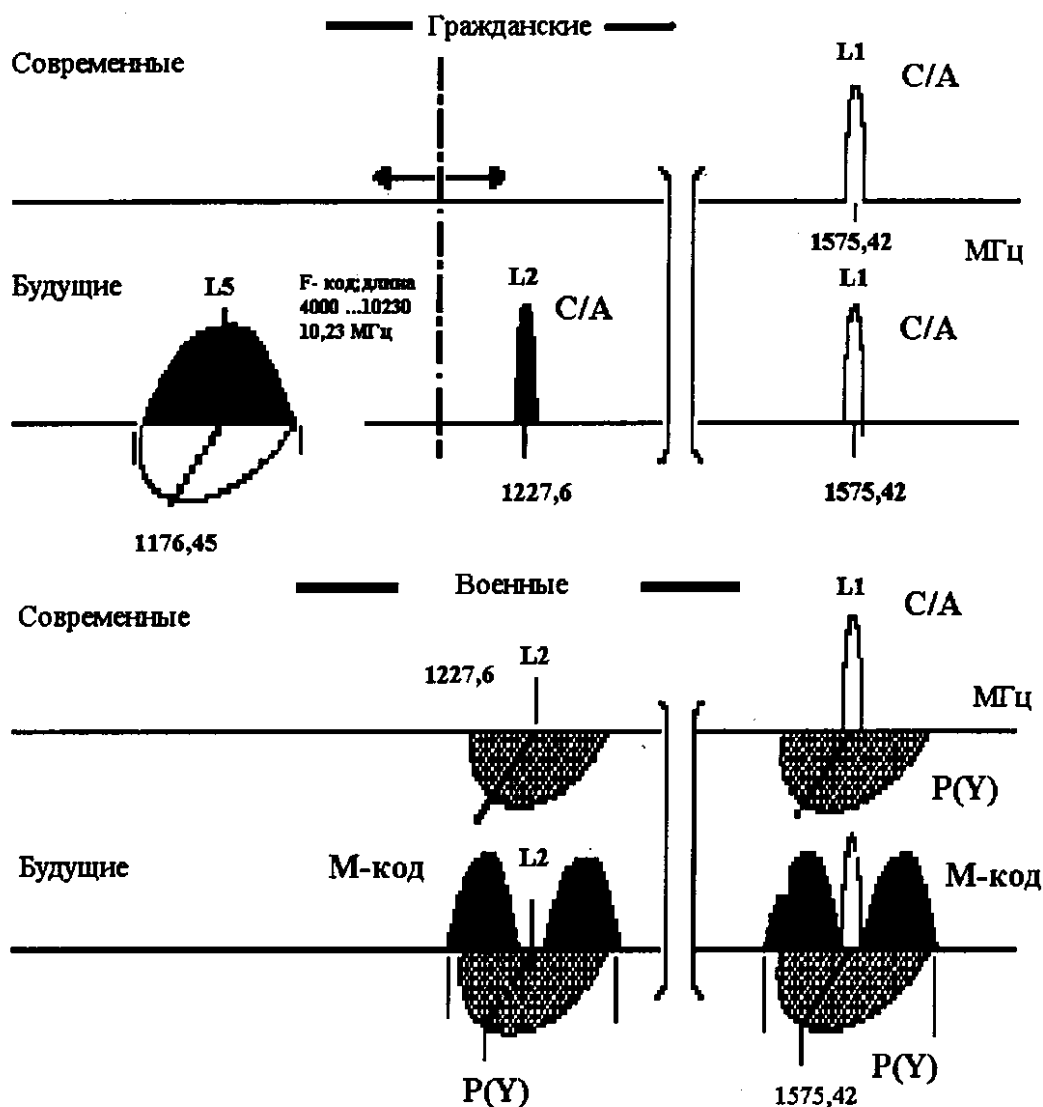


Рис. 3.7. Эволюция сигналов GPS

Указанные нововведения позволят снизить ошибки местоопределения в номинальном (автономном) режиме использования GPS гражданскими потребителями до уровня 5 м.

Использование новых частот позволит существенно повысить и надежность навигационных определений, нечувствительность их к непредвиденным возмущениям и помехам, обеспечить резервирование навигационного сигнала.

Необходимо также отметить продолжающиеся усилия специалистов по поиску новых, более приемлемых с некоторых точек зрения (обеспечения помехозащищенности) сигнально-кодовых конструкций для GPS [18, 19].

Уже сообщалось о запуске 7.10.99 г. второго НКА Блок-ИIR системы GPS и о его вводе в работу. Очередной запуск НКА Блок-ИIR намечен на апрель 2000 г. [20].

Литература к главе 3

1. Интернет: www.navcen.uscg.mil, Dated Last Modified: 07 Apr 1999.
2. Интернет: www.navcen.uscg.mil, Dated Last Modified: 22 Apr 1999, 07 Feb. 2000.
3. Fact Sheet. U.S. Global Positioning System Policy, The White House, Office of Science and Technology Policy, National Security Council, March 29, 1996.
4. Vice President Gore Announces, New Global Positioning System Modernization Initiative, The White House, Office of the Vice President, January 25, 1999.
5. Интерфейсный контрольный документ GPS, ICD-200C-002, 25.9.97.
www.navcen.uscg.mil/gps/geninfo/gpsdocuments/icd200/icd200c.pdf
6. Спутниковые системы связи и вещания. Приложение №1 (вып. 2) к Ежегоднику 1998/1999//ИПРЖР, Москва, 1999.
7. Defence Electronics, 1989, v.21, N6, pp. 57-64.
8. Александров И. Космическая навигационная система Навстар //Зарубежное военное обозрение, Красная Звезда, Москва, 1995, №5.
9. Кудрявцев И.В. и др. Бортовые устройства спутниковой радионавигации //Транспорт, Москва, 1988.
10. Russel S.S., Schaibly. Control Segment and User Performance, Navigation (US), 1978, v.25, N2.
11. Интернет: Home Page GPS JPO. 29.9.99.
12. Шебшаевич В.С. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы, изд. 2, – М.: Радио и связь, 1993.
13. Конрад Д. Анализ ошибок систем навигационных спутников. Управление в космосе. – М.: Наука, 1972.
14. Lachapelle G. Navigation Accuracy for Absolute Positioning, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 4.1-4.10.
15. Home page MIT LL, 19.1.99.
16. Minimum Operational Performance Standard for Global Positioning System/Wide Area Augmentation, System Airborne Equipment, RTCA Document, Number RTCA.DO-229, January 16, 1996.
17. McDonald K.D. Performance Improvements to GPS in the Decade 2000-2010: The Impact of GPS. Modernization Plans and Policy on the Future of GPS and GNSS, ION Proceedings of the 55th Annual Meeting, June 28-30, 1999, Cambridge, MA.
18. Spilker J., Orr R. Code Multiplexing via Majority Logic for GPS Modernization, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
19. Leva J. L., Pacheco P. GPS C/A-Code Interference Tests with Proposed Lm Waveforms, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
20. ION Newsletter, v.9, N3, Fall 1999.

Глава 4

Совместное использование сигналов ГЛОНАСС и GPS

Одним из важнейших направлений совершенствования и развития спутниковой радионавигации является совместное использование сигналов ГЛОНАСС и GPS. Основные цели этого процесса – повышение точности и надежности (доступности, непрерывности обслуживания и целостности) навигационных определений.

Наиболее важными предпосылками, облегчающими совместное использование и интегрирование, служат:

- общность принципов баллистического построения обеих систем (высота орбиты ≈ 20000 км, наклонение орбит $\approx 60^\circ$, период обращения КА ≈ 12 ч и др.);
- общность используемого частотного диапазона (≈ 1600 МГц L1 и ≈ 1200 МГц L2), а также общность сигнально-кодовых конструкций, использующих фазовую манипуляцию и псевдослучайные последовательности;
- общность принципов синхронизации и измерения навигационных параметров;
- близость используемых систем координат;
- практическая одновременность создания и совершенствования СРНС ГЛОНАСС и GPS;
- готовность Правительств США и России предоставить системы для использования различными потребителями мирового сообщества.

Рассмотрим точностные аспекты совместного использования сигналов ГЛОНАСС и GPS (ГЛОНАСС + GPS). В табл. 4.1 приведены по материалам [1] средние вероятности (P) наблюдения заданного числа КА (≥ 4) полной группировки ГЛОНАСС и соответствующие геометрические факторы при определении плановых координат (HDOP), высоты (VDOP) и времени (TDOP).

Таблица 4.1. Характеристики наблюдаемости КА ГЛОНАСС и геометрические факторы

Число КА	4	5	6	7	8	9
P	1	1	1	1	0,91	0,58
HDOP	1,41	1,26	1,15	1,03	0,95	0,89
VDOP	2,0	1,75	1,70	1,61	1,60	1,55
TDOP	1,13	1,03	1,03	0,95	0,93	0,91

Считая вероятностные характеристики наблюдаемости КА GPS аналогичными приведенным для ГЛОНАСС, из анализа данных первой строки табл. 4.1 следует, что средняя ве-

роятность нахождения в поле видимости не менее 16 КА ГЛОНАСС+GPS составляет примерно 0,99, а 18 и более КА – 0,84.

Таким образом, представляется целесообразным проследить дальнейшую тенденцию улучшения геометрических факторов, наметившуюся в расчетах для табл. 4.1. Это тем более имеет смысл вследствие определившегося стремления к увеличению числа каналов аппаратуры потребителей СРНС и дифференциальных станций (до 16-20) и приема сигналов всех КА, находящихся в поле зрения БА и ДС.

В табл. 4.2 приведены рассчитанные усредненные значения геометрических факторов для района г. Москвы, как функции числа используемых при навигационных определениях спутников.

Таблица 4.2. Зависимость геометрических факторов от числа КА

Число КА	HDOP	VDOP	TDOP
8 КА ГЛОНАСС	1,03	1,34	0,80
10 КА ГЛОНАСС	0,84	1,24	0,72
Все КА ГЛОНАСС+GPS	0,58	0,84	–

Из табл. 4.2 следует, что использование всех КА ГЛОНАСС и GPS в дифференциальном режиме или в случае отсутствия селективного доступа к GPS приводит к повышению точности определения координат и высоты примерно в 1,6 и 1,4 раза по отношению к варианту определений по 8 и 10 КА ГЛОНАСС соответственно.

В табл. 4.3 приведены также рассчитанные аналогичным образом усредненные по времени точности определения координат (среднеквадратическое радиальное отклонение; drms) и высоты (СКО) в номинальном и дифференциальном режимах с селективным доступом GPS (СД).

Таблица 4.3. Точности определения координат и высоты с помощью СРНС ГЛОНАСС и GPS

Режим	Координаты; drms; м	Высота; СКО; м
Все КА ГЛОНАСС, н*	9,0	13,5
16 КА ГЛОНАСС+GPS (СД); н	8,5	12,6
Все КА ГЛОНАСС+GPS (СД); н	8,4	12,5
Все КА ГЛОНАСС; д*	1,8	2,6
16 КА ГЛОНАСС+GPS; д	1,36	1,9
Все КА ГЛОНАСС+GPS (СД); д	1,24	1,82

* буквы "н" и "д" обозначают номинальный и дифференциальный режимы СРНС соответственно.

Из табл. 4.3 следует, что использование КА GPS в номинальном режиме с селективным доступом в дополнение к КА ГЛОНАСС приводит к повышению точности лишь на 5...10% по координатам и на 8% по высоте. Предполагалось, что точности (СКО) измерения псевдодальностей ГЛОНАСС и GPS в номинальном режиме равны 10 и 30 м соответственно.

В дифференциальном режиме точности (СКО) определения псевдодальностей предполагались равными 2 м для обеих СРНС. Как следует из табл. 4.3, в дифференциальном режи-

ме привлечение измерений GPS приводит к повышению точности по координатам и высоте в 1,3...1,5 раза.

Необходимо заметить, что для потребителей, первоначально ориентированных на GPS, использование сигналов ГЛОНАСС дает практически трехкратное повышение точности.

Вопросы повышения надежности навигационного обеспечения при совместном использовании КА ГЛОНАСС и GPS исследованы пока меньше. Представляется, что наиболее продвинутыми являются результаты обширного моделирования процесса навигационных определений [2].

В табл. 4.4 и 4.5 приведены полученные в [2] оценки доступности функции RAIM (требуется иметь в поле видимости не менее 6 НКА) и максимальной продолжительности нерабочего состояния при использовании только КА GPS и GPS+ГЛОНАСС.

Таблица 4.4. Доступность CPHC на различных этапах полета ВС, %

Группировка	Полет по маршруту	Аэродромная зона	Неточный заход на посадку
GPS	98,58	96,53	67,26
GPS+ГЛОНАСС (декабрь 1994 г.)	100	99,99	98,87
GPS+ГЛОНАСС	100	100	100

Таблица 4.5. Максимальная продолжительность нерабочего состояния, мин

Группировка	Полет по маршруту	Аэродромная зона	Неточный заход на посадку
GPS	35	70	295
GPS+ГЛОНАСС (декабрь 1994 г.)	0	15	30
GPS+ГЛОНАСС	0	0	0

При моделировании в [2] предполагалось, что при выполнении функции контроля целостности (RAIM) используется базовый алгоритм, работающий с измерениями не менее, чем от 6 КА, и исключающий из решения некондиционный сигнал. Анализ доступности проводился по группировке GPS из 24 КА и группировке ГЛОНАСС также из 24 КА, а также по действующей на декабрь 1994 г. группировке ГЛОНАСС (15 КА).

Факт доступности устанавливался в том случае, если при нарушениях подавался сигнал тревоги с вероятностью не менее заданной в течение пролета указанного предельного участка при заданном максимально допустимом уровне вероятности ложной тревоги.

При моделировании [2] использовались исходные данные, сведенные в табл. 4.6.

Таблица. 4.6. Условия определения доступности

Этап	Предельный участок, км	Максимально допустимая частота ложной тревоги, 1/ч	Минимальная вероятность обнаружения отказа
Полет по маршруту	3,7	0,00003	0,999
Аэродромная зона	1,85	0,00003	0,999
Неточный заход	0,555	0,00003	0,999

Как следует из табл. 4.4, использование GPS совместно с ГЛОНАСС приводит к существенному повышению доступности особенно для неточного (некатегоризованного) захода на посадку (с 67% до 100%). При этом также исключаются нерабочие состояния, максимальные длительности которых при использовании только GPS составляют от 35 до 295 мин.

Необходимо заметить, что здесь используется несколько необычное понимание доступности системы. Последняя, по существу, проявляется в виде способности обеспечивать выполнение функции контроля целостности (см. главу 1).

Оценим возможные точностные характеристики навигационных определений потребителя, опирающегося на ГЛОНАСС, в случае существования орбитальной группировки системы в усеченном варианте, например, 12 НКА (сентябрь 1999 г.). При этом появляются "мертвые зоны", когда навигационные определения по ГЛОНАСС отсутствуют, а также ухудшается точность определения НП за счет ухудшения геометрии НКА ГЛОНАСС и использования более грубых измерений ПД и ПС системы GPS.

В качестве примера приведем результаты расчета с помощью программы MPWIN фирмы Magellan геометрического фактора при определении координат ЛА (HDOP) и видимости НКА ГЛОНАСС (рис. 4.1-4.4) для Москвы на 1.8.99 г. При этом рис. 4.1 относится к группировке из 15 НКА, которая была в начале июня 1999 г., рис. 4.2, 4.3 относятся к группировке из 12 НКА. Рис. 4.3 дает указанные характеристики для случая навигационных определений с известной высотой (режим 2Д), которая может, например, определяться с помощью СВС воздушного судна. Из рис. 4.1 следует, что неблагоприятные условия видимости и соответствующие величины HDOP имели место с 1 до 2 ч. 30 мин (время московское), с 8 до 10 часов, с 10 ч. 30 мин. до 12 ч., с 17 ч. до 17 ч. 30 мин. и с 21 ч. до 24 ч. Еще худшие условия складываются при 12 НКА (рис. 4.2). Несколько лучшие условия имеют место при определении координат в режиме 2Д (рис. 4.3), когда длительность неблагоприятных периодов сокращается в 2-3 раза (сравним рис. 4.2 и 4.3). Дополнительное использование GPS в условиях рис. 4.2 существенно улучшает обстановку: так в поле видимости постоянно находится от 8 до 16 НКА (рис. 4.4), а геометрический фактор (HDOP) в большинстве случаев оказывается меньше 1. Для сравнения можно использовать также данные наблюдений [3], проведенных с помощью приемника фирмы Ashtech GG-24 Лаборатории Линкольна МТИ (LL MIT) 18.1.1999 [3]. Видимость НКА ГЛОНАСС, GPS и совместно ГЛОНАСС/GPS характеризуется рис. 4.5.

Полученные при использовании только сигналов 11 НКА ГЛОНАСС погрешности навигационных определений сведены в табл. 4.7, а также иллюстрируются рис. 2.6, 2.7 главы 2.

Таблица 4.7. Ошибки определения НП по 11 НКА ГЛОНАСС

Доля времени, %	Ошибка определения плановых координат, м	Ошибка определения высоты, м	Ошибка определения горизонтальной скорости, м/с
50	12	30,6	0,03
95	45	121,7	1,03
99	77,4	173,3	3,32

В ходе проведенных наблюдений из рис. 4.5 определено, что полные навигационные определения координат, высоты и составляющих скорости могут быть получены в 57% времени суток. При этом в 37% времени геометрический фактор определения геодезических координат оказывается более двух. Именно для этой ситуации справедливы данные табл. 4.7. В то же время плановые координаты при видимости 3-х и более НКА могут быть получены в 91% времени суток.

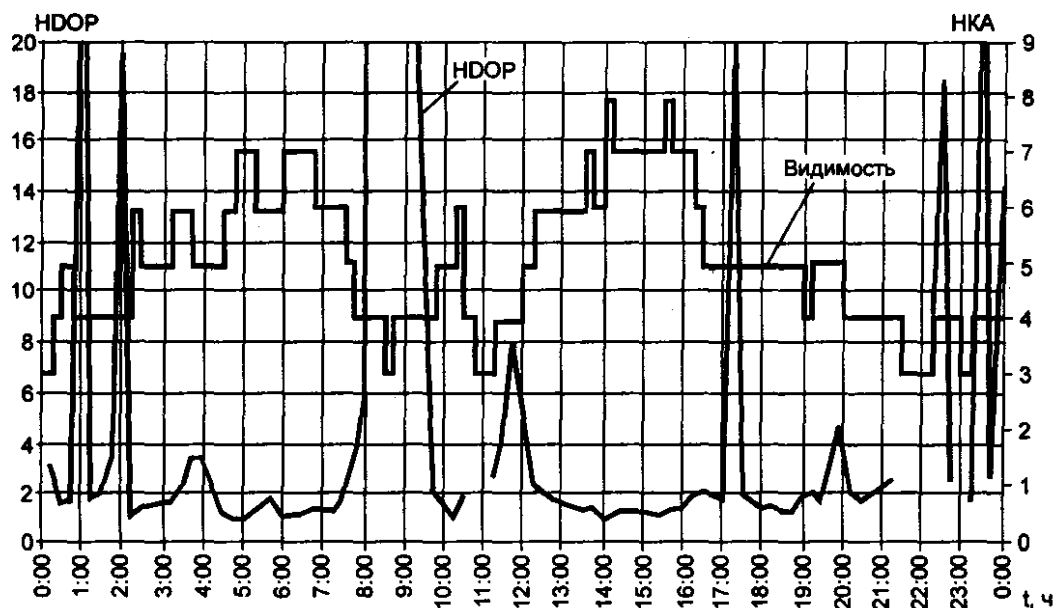


Рис. 4.1. Геометрический фактор и видимость НКА ГЛОНАСС (15 НКА)

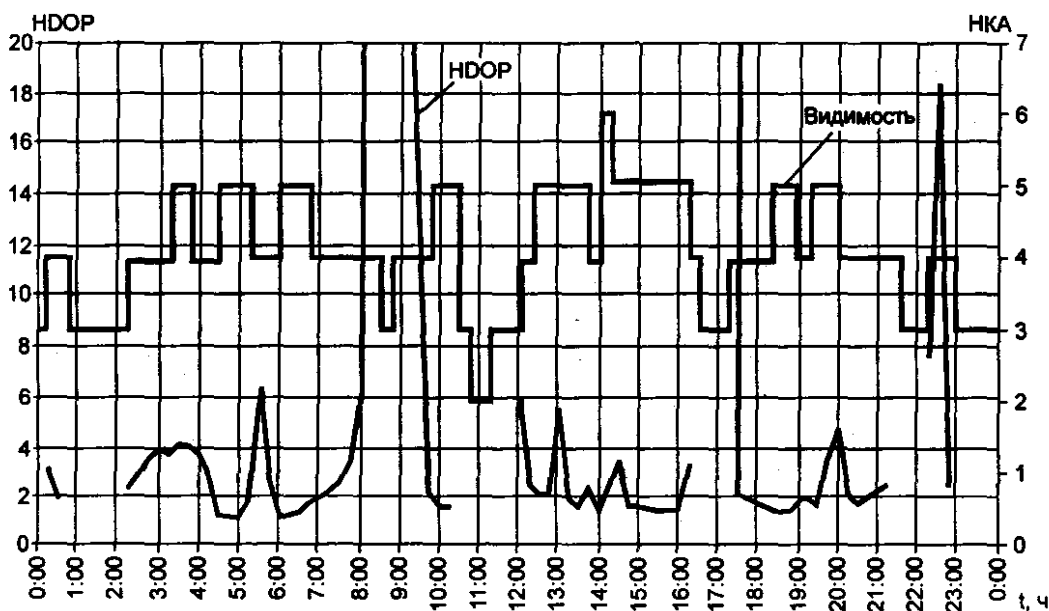


Рис. 4.2. Геометрический фактор и видимость НКА ГЛОНАСС (12 НКА)

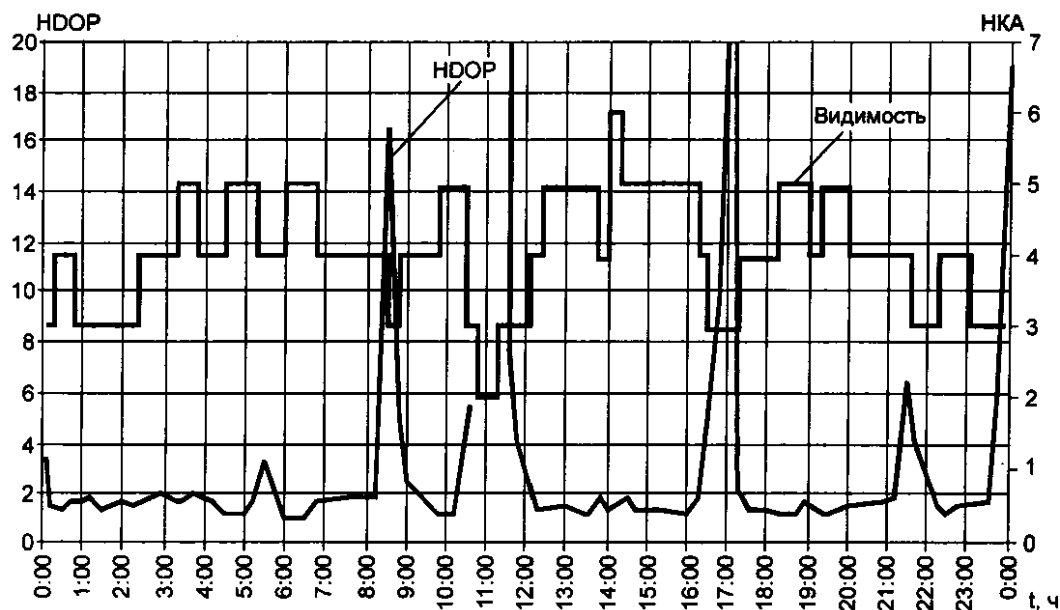


Рис. 4.3. Геометрический фактор и видимость НКА ГЛОНАСС (12 НКА), 2Д

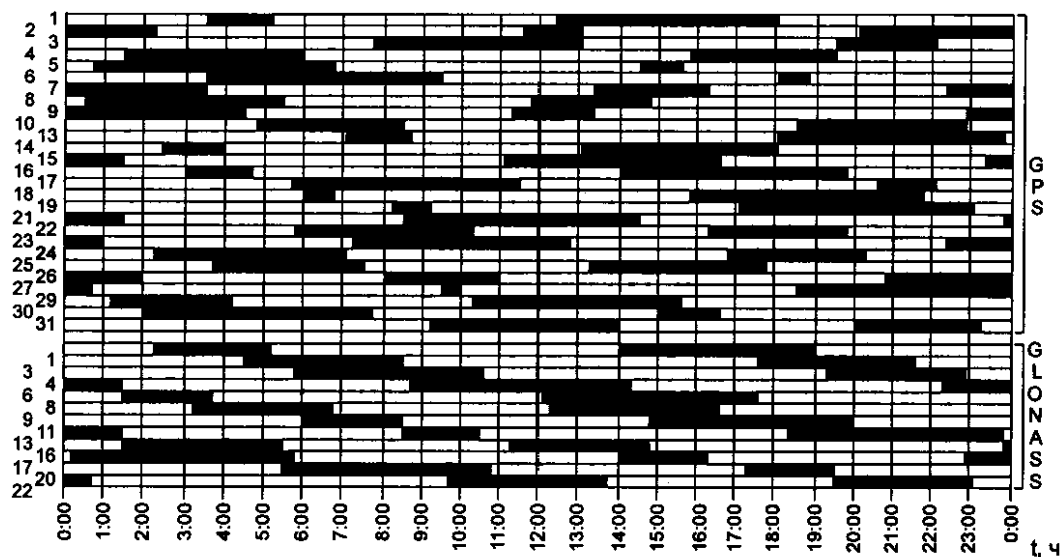


Рис. 4.4. Видимость НКА ГЛОНАСС и GPS (12 НКА ГЛОНАСС)

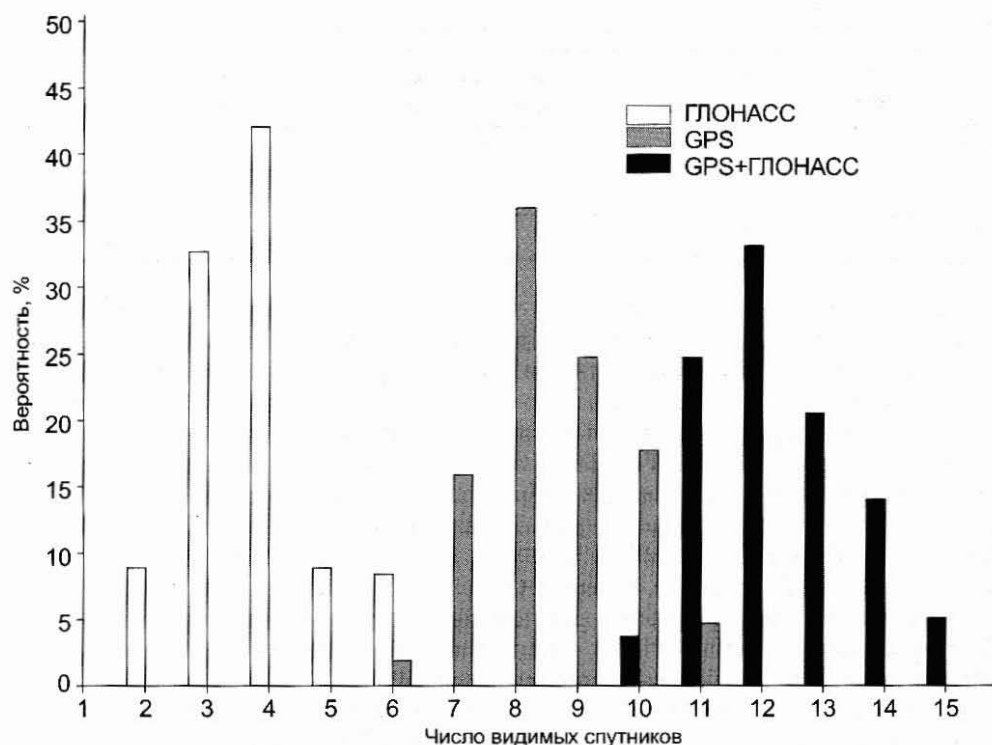


Рис 4.5. Видимость спутников

В табл. 4.8 приведены характеристики ошибок определения навигационных параметров (НП) при использовании приемником GG-24 только сигналов с C/A-кодом всех находящихся в поле видимости НКА GPS [3].

Таблица 4.8. Ошибки определения НП по 27 НКА GPS

Доля времени, %	Ошибка определения плановых координат, м	Ошибка определения высоты, м	Ошибка определения горизонтальной скорости, м/с
50	19,1	28,0	0,17
95	43,8	79,2	0,42
99	60,6	107,5	0,58

В наихудшем случае точность использования в полете лишь 4-х НКА GPS будет определяться точностью работы по открытым сигналам с C/A-кодом с геометрическим фактором более 1-2 и составит по координатам 35 (СКО) и 50 м (drms) [4]. Из табл. 4.8 также следует, что даже в идеальных условиях точность (СКО) определения скорости по GPS находится на уровне 0,2 м/с, что существенно хуже точности определения скорости по системе ГЛОНАСС (лучше 0,1 м/с).

В табл. 4.9 приведены характеристики ошибок совместного использования ГЛОНАСС и GPS для тех же условий, при которых получены данные табл. 4.7, 4.8 [3].

Таблица 4.9. Ошибки определения НП по 11 НКА ГЛОНАСС и 27 НКА GPS

Доля времени, %	Ошибка определения плановых координат, м	Ошибка определения высоты, м	Ошибка определения горизонтальной скорости, м/с
50	10,6	27,0	0,04
95	28,7	74,7	0,20
99	43,4	113,1	0,31

Анализ данных табл. 4.9 показывает, что точность совместного определения навигационных параметров по ГЛОНАСС и GPS при большом числе одновременно используемых НКА (38) практически эквивалентна точности полностью развернутой системы ГЛОНАСС.

Приведенные примеры показывают, что совместное использование ГЛОНАСС и GPS позволяет существенно улучшить точностные и надежностные характеристики каждой системы.

Совместное использование ГЛОНАСС и GPS поддерживается интенсивной разработкой аппаратуры потребителей, принимающей и обрабатывающей сигналы обеих систем. В качестве примеров можно указать создание приемоиндикаторов АСН-21М, АСН-22, А-744 (РІРВ), "ИНТЕР-А", А-737 (МКБ "Компас"), СН-3001, ..., СН-3706 (КБ "Навис"), GG-24 (Magellan-Ashtech), GNSS-300 (3S Navigation), Millenium GLONASS (NovAtel) и др. (см. главу 9).

Осуществлена также разработка ряда образцов контрольно-корректирующих станций дифференциальных подсистем СРНС и версии стандартов комиссий RTCM и RTCA для передачи корректирующих сообщений применительно к GPS и ГЛОНАСС (глава 8).

С совместным использованием GPS и ГЛОНАСС связано и создание европейской широкозонной дифференциальной системы EGNOS (глава 6). Это же направление реализуется в концепции создания российских дифференциальных подсистем.

Совместное применение обеих систем оказывается возможным благодаря близости используемых систем координат: ПЗ-90 – в ГЛОНАСС и WGS-84 – в GPS, а также благодаря имеющимся соотношениям перехода от одной системы координат к другой. В частности, геоцентрические координаты X, Y, Z двух любых систем А и В связаны между собой векторно-матричным уравнением:

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = (1+m) \begin{bmatrix} 1 & +\omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 1 & +\omega_x \\ +\omega_y & -\omega_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix},$$

где $m, \omega_i (i=X, Y, Z), \Delta x, \Delta y, \Delta z$ – известные элементы (параметры) преобразования координат. В [5] рекомендованы следующие значения элементов при преобразовании из системы ПЗ-90 (А) в систему WGS-84 (В): $m = 0; \Delta x = \Delta y = 0; \omega_x = \omega_y = 0; \omega_z = -1,0^{\circ}E-6$.

В то же время эти параметры нуждаются в уточнениях, что является одной из задач дальнейших совместных исследований специалистов России и США. Эти исследования продолжаются, в том числе в ходе международного эксперимента IGEX-98, о чем свидетельствуют публикации [6, 7]. Этот вопрос подробно рассмотрен также в [8].

Исследование вопросов совместного использования ГЛОНАСС и GPS продолжается. Так, в [9] рассмотрены вопросы повышения доступности локальных дифференциальных спутниковых систем посадки (глава 8), предназначенных для обеспечения точных заходов в условиях I-й категории ИКАО. Показана возможность почти полного удовлетворения требо-

ваний по доступности при нечувствительности к небольшим вариациям условий функционирования систем.

В [10] рассмотрены вопросы комплексирования измерений ЛДПС с измерениями инерциальной системы. Проведенными исследованиями выявлено существенное повышение характеристик точности, непрерывности и целостности на этапе точного захода при использовании систем ГЛОНАСС и GPS.

При этом были достигнуты следующие точностные характеристики (СКО): по плановым координатам – 1 м, по высоте – 0,7 м, по углам крена и тангажа – 0,05° и по курсу – 0,1°.

Вопросам повышения точности и надежности морской навигации при использовании приемоиндикатора ГЛОНАСС/GPS NR-N124 Marine Navigator фирмы MAN Technologie, ФРГ (см. главу 9) посвящена работа [11].

В заключение отметим, что интегрирование и совместное использование ГЛОНАСС и GPS обеспечивают также резервирование навигационного обеспечения на случай непредвиденных форс-мажорных обстоятельств, связанных, например, с террористической деятельностью, земными катаклизмами и др.

Литература к главе 4

1. Bazarov Y. Introduction to Global Navigation Satellite System, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 2.1-2.21.
2. Ван Дайк К. Использование спутниковых радионавигационных систем для обеспечения требуемого уровня характеристик глобальной навигационной спутниковой системы//Радиотехника. Радиосистемы. Радионавигационные системы и навигационные комплексы, 1996, №1, стр. 77-82.
3. Home page MIT LL, 19.1.99.
4. Lachapelle G. Navigation Accuracy for Absolute Positioning, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 4.1-4.10.
5. Галазин В.Ф. и др. Система геодезических параметров Земли "Параметры Земли 1990 года" (ПЗ-90), Москва, КНИЦ, 1998.
6. Mitrikas V., Revnivkykh S., Bykhanov E. WGS84/PZ90 Transformation Parameters Determination Based on Laser and Ephemeris Long-Term GLONASS Orbital Data Processing, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
7. Slater J., et al. The International GLONASS Experiment (IGEX-98), ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
8. Брагинец В.Ф. и др. Определение параметров связи систем координат ГЛОНАСС и GPS по результатам обработки наблюдений КА ГЛОНАСС лазерными и радиотехническими станциями//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1999, №2 (4).
9. Misra P., et al. Augmentation of GPS/LAAS with GLONASS: Performance Assessment, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
10. Windl J., et al. Flight and Landing Trials with a combined DGPS/DGLONASS/INS System for high Dynamic Maneuvers and Precision Landings, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
11. Heinrichs G. and Windl J. Combined Use of GPS and GLONASS A New Era in Marine Navigation and Positioning, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.

Глава 5

Дифференциальный режим и контроль целостности

5.1. Физические основы и точностные характеристики

Дифференциальный режим радионавигационных систем первоначально разрабатывался применительно к РНС типа ЛОРАН и ОМЕГА. Существенна роль российских ученых (В.С. Шебшаевич и др.) в разработке основ дифференциального режима ГЛОНАСС [1].

В основе метода дифференциальной навигации лежит относительное постоянство значительной части погрешностей СРНС во времени и в пространстве. Необходимость использования дифференциального режима СРНС определяется стремлением удовлетворить наиболее жестким требованиям навигационного обеспечения таких задач, как посадка воздушных судов по категориям ИКАО, мореплавание в проливных зонах и узкостях, геодезическая привязка и т.п.

Уже первые эксперименты показали возможность снижения ошибок (СКО) определения координат по системе GPS с 20 м до 5 м и высоты – с 40 м также до уровня 5 м.

Дифференциальный режим СРНС предполагает наличие как минимум двух спутниковых приемников или приемоизмерителей (ПИ). Например, ПИ1 (контрольно-корректирующая станция) и ПИ2 (потребитель) расположены в точках 1 и 2 пространства, причем ПИ1 геодезически точно привязан к принятой системе координат (ПЗ-90 или WGS-84). Разности между измеренными ПИ1 и рассчитанными в нем значениями псевдодальностей "видимых" КА, а также разности соответствующих псевдоскоростей по линии передачи данных (ЛПД) передаются в виде дифференциальных поправок ПИ2, в котором они вычитаются из измеренных ПИ2 псевдодальностей (ПД) и псевдоскоростей. В случае, если погрешности определения ПД слабо изменяются во времени и пространстве, они существенно компенсируются переданными по ЛПД поправками. В нашем случае ошибки ПД за счет синхронизации НКА практически постоянны в пространстве. Для погрешности определения координат НКА 20 м изменчивость ошибок ПД составляет сантиметры при разности расстояний порядка 100 км и дециметры при взаимных удалениях порядка 1000 км.

Изменчивость во времени и пространстве стабильных составляющих ионосферных погрешностей, обусловленных запаздыванием сигнала при прохождении в ионосфере, характеризуется корреляционной функцией, которая имеет времена и пространственные радиусы корреляции на уровне соответственно нескольких часов и тысяч километров. Поэтому на интервале в несколько единиц минут и сотен км ионосферные погрешности в условиях спокойной ионосферы можно полагать достаточно стабильными. Их уровень составляет от 10 до 40 м и достигает минимума при максимальном угле места визируемого КА. Обычно их изменчивость через 1 минуту составляет 0,1...0,2 м (СКО), а через 6 минут – 0,3...1,4 м.

Точность местоопределения после ввода поправок определяется остаточными погрешностями, обусловленными изменчивостью квазисистематических ошибок синхронизации и эфемеридного обеспечения НКА, ошибок за счет ионосферы, погрешностей селективного доступа GPS, а также ошибками, обусловленными шумами и помехами, многолучевостью и воздействием тропосферы. Рассмотрим этот вопрос более подробно.

С учетом принятого выше погрешность определения i -й псевдодальности δD_i в дифференциальном режиме может быть записана в виде:

$$\delta D_i = \delta D_{ie} + \delta D_{ion} + \delta D_{in2} - \delta D_{in1}, \quad (5.1)$$

где δD_{ie} и δD_{ion} – остаточные погрешности за счет эфемеридных и ионосферных ошибок, δD_{in2} и δD_{in1} – соответственно шумовые погрешности ПИ2 и ПИ1, включающие погрешности приемоизмерителей, обусловленные внутренними и внешними шумами, ошибки за счет многолучевости и остаточные ошибки, обусловленные особенностями распространения радиоволн в тропосфере.

Если их считать чисто случайными и взаимонезависимыми, соответствующая дисперсия может быть записана в виде:

$$\sigma_{Di}^2 = \sigma_{ie}^2 + \sigma_{ion}^2 + \sigma_{in1}^2 + \sigma_{in2}^2, \quad (5.2)$$

где $\sigma_{ie}^2, \sigma_{ion}^2, \sigma_{in1}^2, \sigma_{in2}^2$ – дисперсии соответственно $\delta D_{ie}, \delta D_{ion}, \delta D_{in1}, \delta D_{in2}$.

Предполагая взаимную независимость и равенство статистических характеристик погрешностей (5.1) для различных, получим соотношения соответственно для точности определения координат потребителя (среднеквадратическая сферическая ошибка, ССО) и временной поправки $T_2' - T_1'$ (СКО)

$$\rho_3 = K_{GP} \sigma_D, \quad (5.3)$$

$$\sigma_t = K_{GT} \sigma_D / c, \quad (5.4)$$

где $\sigma_{Di} = \sigma_D$ определяется соотношением (5.2); T_1', T_2' – расхождения между шкалой времени СРНС и шкалами времени ПИ1 и ПИ2 соответственно; K_{GP}, K_{GT} – геометрические факторы при определении места и времени (PDOP, TDOP).

В работе [2] впервые опубликованы экспериментальные результаты подтверждения возможности использования практически линейной зависимости среднеквадратического сферического отклонения погрешности местоопределения, как функции расстояния L и возраста t , дифференциальной поправки, которая может быть представлена в виде:

$$\rho(t, L) = \rho_0 + at + bL, \quad (5.5)$$

где $\rho_0 = 2,28$ м, $a = 1,32 \cdot 10^{-3}$ м/с, $b = 0,000438$ м/км.

Обработка экспериментальных данных показала, что погрешности (СКО) аппроксимации ошибок с помощью (5.5) могут характеризоваться для псевдодальностей следующим соотношением

$$\sigma_{\text{ам}} = \sigma_0 (1 - e^{-t/T - L/L_c}), \quad (5.6)$$

где $\sigma_0 = 3,66$ м, $T = 3847$ с, $L_c = 122,84$ км.

При сравнительно низких $\sigma_{\epsilon}^2, \sigma_{m1}^2, \sigma_{m2}^2$, которыми можно пренебречь, основными составляющими, влияющими на точность местоопределения СРНС в дифференциальном режиме, могут быть некомпенсированные ионосферные ошибки.

В этом случае удвоенные среднеквадратические радиальные ошибки (2drms) определения места по системе ГЛОНАСС с вероятностью 95% должны быть на уровне [3]

$$\rho_{GL}(t) = (\rho_0^2 + (\rho_1 t^2 / 2)^2)^{1/2}, \quad (5.7)$$

где $\rho_0 = 0,4$ м; $\rho_1 = 0,00014$ м/с/с.

Для сравнения приведем также из [3] соответствующее соотношение для GPS

$$\rho_{GPS}(t) = (\rho_0^2 + (\rho_1 t^2 / 2)^2 + (at^2 / 2)^2)^{1/2}, \quad (5.8)$$

где $\rho_0 = 0,4$ м; $\rho_1 = 0,00014$ м/с/с; $a = 0,011$ м/с/с. Различие в (5.7) и (5.8) определяется, по-видимому, эффектом режима селективного доступа GPS.

Соотношения (5.3)-(5.8) показывают, что точность определения места и времени в дифференциальном режиме СРНС в значительной степени зависит от точности измерений РНП в ККС и аппаратуре потребителя, от расстояния между ККС и потребителем, от возраста поправок, а также от геометрических факторов K_{GP}, K_{GT} . Последние в значительной степени зависят от количества видимых НКА, относительно которых определяются псевдодальности. Если это число составляет 4-5, то K_{GP}, K_{GT} могут составлять величины порядка 2-4 и даже более. Если количество НКА, сигналы которых принимаются приемниками ККС и потребителя, больше 10, K_{GP}, K_{GT} , как следует из главы 4, не превосходят 1. При полностью скомпенсированных ионосферных и эфемеридных погрешностях, а также ошибках синхронизации основными источниками ошибок остаются шумовые составляющие, которые при измерениях задержек по коду составляют единицы метров, а при измерениях по фазе составляют единицы дециметров и даже сантиметров. Для авиационных объектов дополнительным существенным источником ошибок является многолучевость; ее эффект частично характеризуется соотношением (5.6).

Отметим, что в общедоступном и чаще всего используемом сигнале GPS с C/A-кодом еще присутствуют специально вводимые ошибки СД определения псевдодальностей в виде двух составляющих (СКО каждой 23 м): квазипостоянной и марковской 2-го порядка с постоянной времени, равной примерно 120 с (RTCA/DO-229, 1996). Эти погрешности также компенсируются при вводе поправок, однако остаточные ошибки будут сильно зависеть от времени. Если их величина должна быть на дециметровом уровне, то периодичность поправок должна быть на уровне 1 с и лучше. Метровый уровень точности может быть обеспечен при периодичности до 10 с.

Контроль целостности СРНС осуществляется посредством самоконтроля бортовых систем НКА, контроля качества излучаемых НКА сигналов, а также передаваемой информации. При этом должна поддерживаться достоверность навигационных определений на требуемом уровне, а потребитель должен своевременно информироваться о возможных нарушениях. Контроль целостности может осуществляться на земле в стационарных условиях и на борту потребителя. Если он осуществляется непосредственно в приемнике на основе данных только СРНС, то имеет место операция "автономного контроля целостности в приемнике" (RAIM). При использовании на борту судна данных других систем может осуществляться бортовой автономный контроль целостности (CAIM). В авиации чаще всего используется сокращение и термин AAIM (Airborne Autonomous Integrity Monitoring). Контроль целостно-

сти проводится на основе обработки измерений с использованием специально разрабатываемых алгоритмов, имеющих в своей основе методы статистической теории решений.

Реализация дифференциального режима и внешнего по отношению к потребителю и НКА СРНС контроля целостности осуществляется посредством создания дифференциальных подсистем (ДПС) СРНС.

Условно они подразделяются на широкозонные (ШДПС), региональные (РДПС) и локальные (ЛДПС). Основой ШДПС (WAAS, EGNOS, MSAS) является сеть широкозонных контрольных станций (ШКС), информация от которых передается на широкозонные главные станции (ШГС) для совместной обработки с целью выработки общих поправок и сигналов целостности. Радиус рабочей зоны ШДПС порядка 5000-6000 км. Выработанные на ШГС сигналы целостности и корректирующие поправки передаются через наземные станции передачи данных (НСПД) на геостационарный КА (ГКА) типа Инмарсат, Артемис или МСАТ для последующей ретрансляции потребителям. Эти ГКА используются также в качестве дополнительных навигационных точек для дополнительных дальномерных измерений. Методы контроля целостности в ШДПС рассмотрены в [4]. Основными при этом являются методы анализа разностей между измеренными и прогнозируемыми значениями ПД, а также методы, использующие избыточность измерений [5, 6]. Анализ последних результатов в этом направлении дан в [7].

Региональные ДПС предназначены для навигационного обеспечения отдельных регионов континента, моря, океана. Диаметр рабочей зоны может составлять от 400-500 до 2000 и более км. РДПС могут иметь в своем составе одну или несколько ККС, а также соответствующие средства передачи корректирующей информации и сигналов целостности. Эта информация вырабатывается на главной станции или ККС.

Локальные ДПС имеют максимальные дальности действия от ККС или передатчика ЛПД до 50-200 км. ЛДПС обычно включают одну ККС (имеются варианты с несколькими ККС), аппаратуру управления и контроля (в том числе, контроля целостности) и средства передачи данных. Общие методы контроля целостности в ЛДПС, в том числе для обеспечения посадки в условиях III-й категории приведены в [8].

Для иллюстрации эффекта повышения точности дифференциального режима приведем результаты (рис. 5.1 и 5.2) упоминавшихся ранее наблюдений, проведенных с помощью приемника фирмы Ashtech GG-24 LL MIT 18.8.1998 г. Из рис. 5.1 следует, что при благоприятных геометрических факторах ($HDOP < 2$) ошибки дифференциального режима использования ГЛОНАСС (ДГЛОНАСС) в плане находятся в пределах 1 м. При использовании дифференциального режима ГЛОНАСС+GPS, Д(ГЛОНАСС+GPS), горизонтальные ошибки не превосходят 1 м в 99% случаев (рис. 5.2). Отметим, что расстояние от опорной (контрольно-корректирующей) станции при этом было равно 26 км.

5.2. Разновидности дифференциального режима СРНС

Существует ряд признаков классификации разновидностей ДР. Такими признаками являются:

- тип основных измерений – фаза кода или фаза несущей частоты сигнала;
- тип коррекции – коррекция ПД и ПС или навигационных параметров, вычисляемых на их основе;
- место коррекции – у потребителя или в каком-нибудь центре;
- средства передачи корректирующей информации.

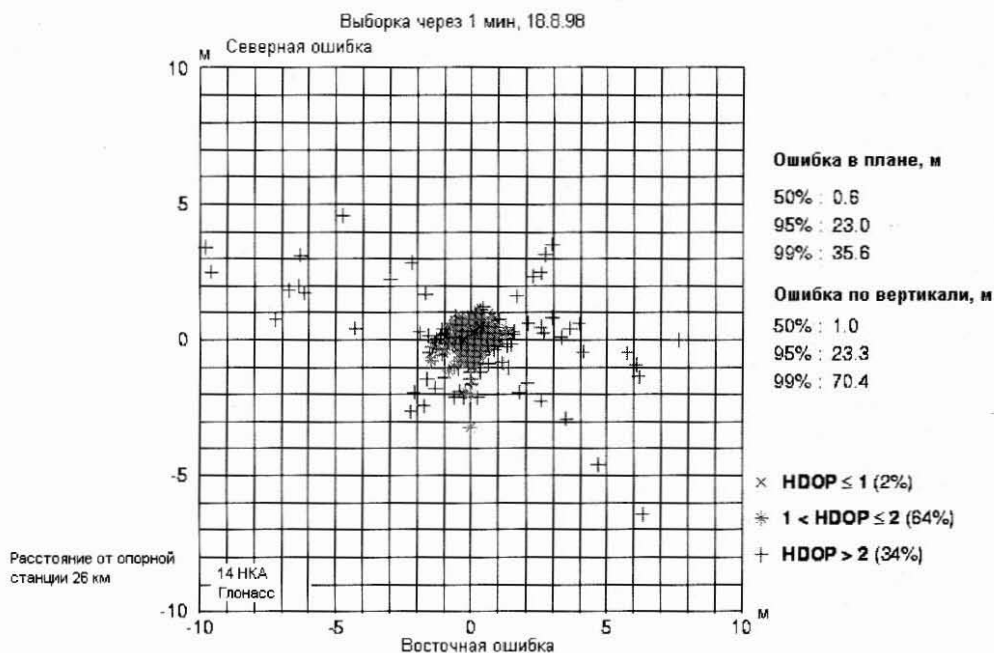


Рис. 5.1. Ошибки местоопределения в дифференциальном режиме системы ГЛОНАСС

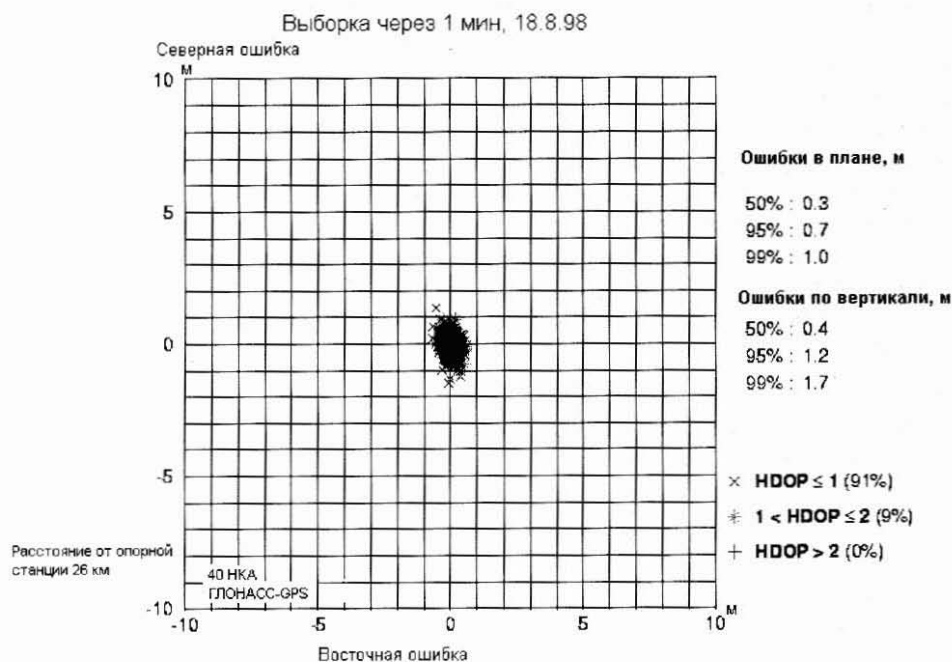


Рис. 5.2. Ошибки местоопределения в дифференциальном режиме систем ГЛОНАСС/GPS

В соответствии с этими признаками кратко охарактеризуем некоторые наиболее распространенные разновидности ДР, которые отличаются от основного, описанного в предыдущих разделах.

5.2.1. Дифференциальный режим с коррекцией координат

Метод коррекции координат в дифференциальном режиме может использоваться в том случае, если определения координат дифференциальной станцией (ДС) и потребителем осуществляются по одному и тому же созвездию НКА. В этом случае рассчитывается дифференциальная поправка

$$\Delta\eta_D = \hat{\eta}_{DS} - \eta_{DS}, \quad (5.9)$$

где $\hat{\eta}_{DS}, \eta_{DS}$ – оцененные в процессе текущих измерений и точно известный заранее векторы координат (геодезических, геоцентрических или Гаусса Крюгера) дифференциальной станции.

Поправка $\Delta\eta_D$, как следует из материалов предыдущих глав, является линейным преобразованием основных погрешностей, описанных в 5.1. Потребитель использует эту поправку, применяя соотношение:

$$\eta = \hat{\eta} - \Delta\eta_D. \quad (5.10)$$

Очевидно, что точности основного и чаще всего используемого метода коррекции ПД и ПС и метода коррекции координат практически эквивалентны между собой. Метод коррекции координат требует меньшего объема передаваемой информации: например, по 3 поправки к координатам и к скоростям вместо 16 поправок к псевдодальностям и 16 поправок к псевдоскоростям. Он, видимо, может использоваться потребителем на сравнительно небольших удалениях от ДС и в сравнительно небольшие промежутки времени, а также для однотипной приемной аппаратуры ДС и определяющегося объекта. При смене созвездия НКА ДС в принудительном порядке должно меняться и созвездие НКА у потребителя.

5.2.2. Дифференциальный режим с относительными координатами

Во многих случаях, когда точная геодезическая привязка дифференциальных станций затруднена, дифференциальный режим может быть реализован посредством использования относительных координат. Если два подвижных объекта (ПО1 и ПО2) определяют свои прямоугольные координаты $\eta_1^T = [x_1, y_1, z_1]$ и $\eta_2^T = [x_2, y_2, z_2]$ с помощью аппаратуры потребителя (АП) СРНС в номинальном режиме работы, то вектор координат ПО2 относительно ПО1 (вектор относительных координат) запишется в виде:

$$\eta_{21}^T = [x_{21}, y_{21}, z_{21}], \quad (5.11)$$

где $x_{21} = x_2 - x_1, y_{21} = y_2 - y_1, z_{21} = z_2 - z_1$.

Поскольку погрешности $\Delta\eta_i, i=1, 2$ (как и в методе коррекции координат), являются результатом линейного преобразования всех ошибок определения псевдодальностей, то, очевидно, в результате такой операции вычитания одинаковые квазисистематические ошибки, обусловленные особенностями распространения радиоволн в ионосфере, неточностью эфемеридной информации и синхронизации, исключаются.

Точность метода использования относительных координат также в первом приближении эквивалентна точности стандартного дифференциального режима СРНС. С учетом (5.5), (5.6) среднеквадратическое сферическое отклонение при относительном местоопределении 2-го ПО может быть ориентировочно оценено соотношением [9]:

$$\rho_{21} = [\rho_{n1}^2 + \rho_{n2}^2 + (\rho_0 + at + bL)^2 + K_{GP}^2 \sigma_{\text{анн}}^2]^{1/2}, \quad (5.12)$$

где ρ_{n1}, ρ_{n2} – ССО местоопределения ПО1 и ПО2, обусловленные ошибками за счет шумов приемников, помех, тропосферы и многолучевости; L – расстояние между ПО1 и ПО2; t – задержка между определениями ПО1 и ПО2; ρ_0 , a и b определены в (5.5), $\sigma_{\text{анн}}$ определено в (5.6), а K_{GP} – геометрический фактор для точности определения пространственных координат (PDOP).

Наличие погрешностей, обусловленных селективным доступом (СД) GPS, приводит к модификации соотношения (5.12):

$$\rho_{21} = [\rho_{n1}^2 + \rho_{n2}^2 + (\rho_0 + at + bL)^2 + K_{GP}^2 (\sigma_{\text{анн}}^2 + \sigma_{\text{ДСА}}^2)]^{1/2}, \quad (5.12a)$$

где $\sigma_{\text{ДСА}}$ – СКО остаточной погрешности $\Delta D(t)$ ПД, обусловленной селективным доступом GPS. Для оценки $\sigma_{\text{ДСА}}$, как функции времени t , будем использовать две схемы прогноза и соотношения [9]:

$$\sigma_{\text{ДСА1}}^2(t) = M \{ \Delta D(t_0 + t) - \Delta D(t_0) \}^2, \quad (5.13)$$

$$\sigma_{\text{ДСА2}}^2(t) = M \{ \Delta D(t_0 + t) - [\Delta D(t_0) + \dot{\Delta D}(t_0)t] \}^2, \quad (5.14)$$

где $\Delta D(\cdot)$ – погрешность ПД за счет марковской составляющей СД, t_0 – момент времени навигационных определений i -го объекта. Вторая схема (5.14) отличается от первой (5.13) тем, что она использует для прогноза скорость изменения погрешности ПД; при этом обеспечивается близкая к максимальной точность прогнозирования и, следовательно, достигается наименьшее влияние изменчивости погрешностей СД на точность определения относительных координат.

При этом используется модель [10], в соответствии с которой ошибки СД описываются суммой случайной постоянной величины с СКО, равной 23 м, и случайного марковского процесса 2-го порядка со спектральной плотностью

$$F(\omega) = d^2 / (\omega^4 + \omega_0^4),$$

где ω – круговая частота, $d^2 = 0,002585 \text{ м}^2 / \text{с}^3$; $\omega_0 = 0,012 \text{ с}^{-1}$.

Обратное преобразование Фурье показывает, что этой спектральной плотности соответствует корреляционная функция

$$R(t) = \frac{d^2}{2\sqrt{2}\omega_0^3} \exp\left(-\left|\frac{\omega_0 t}{\sqrt{2}}\right|\right) \left(\cos\left|\frac{\omega_0 t}{\sqrt{2}}\right| + \sin\left|\frac{\omega_0 t}{\sqrt{2}}\right| \right), \quad (5.15)$$

где $\sigma_{\text{СА}} = \left(\frac{d^2}{2\sqrt{2}\omega_0^3} \right)^{1/2} = 23 \text{ м}$, которую и будем использовать.

Учитывая стационарность и эргодичность рассматриваемого процесса и используя (5.13), для первой схемы получим

$$\sigma_{DSM1}^2(t) = 2\sigma_{SM}^2 [1 - R(t)/\sigma_{SM}^2]. \quad (5.16)$$

Проводя необходимые преобразования, получим также для 2-й схемы ($t > 0$):

$$\sigma_{DSM2}^2(t) = 2\sigma_{SM}^2 \left[1 - R(t)/\sigma_{SM}^2 + \exp\left(-\frac{\omega_0 t}{\sqrt{2}}\right) \left(\frac{\omega_0^2 t^2}{2} - \sqrt{2}\omega_0 t \sin \frac{\omega_0 t}{\sqrt{2}} \right) \right], \quad (5.17)$$

На рис. 5.3 приведены графики (кривые 1 и 2), построенные по соотношениям соответственно (5.16) и (5.17). Из графиков следует, что вторая схема имеет преимущества перед первой лишь при $t < 210$ с.

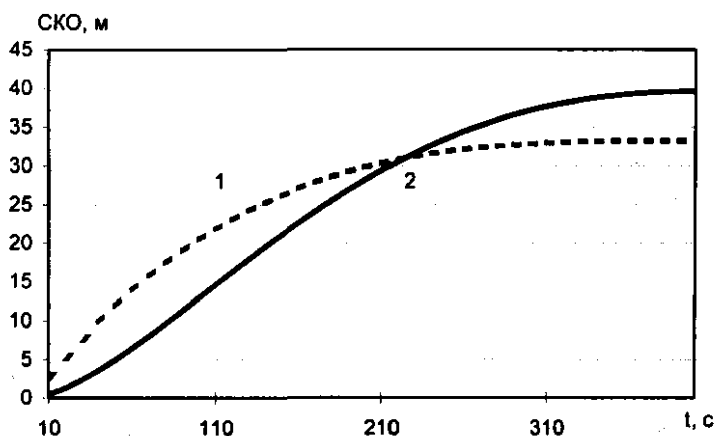


Рис. 5.3. Изменчивость погрешностей СД

Аналогичным образом можно получить соотношение для оценки точности относительной синхронизации:

$$\sigma_{r21} = \left\{ \sigma_{r1}^2 + \sigma_{r2}^2 + \frac{K_{GT}^2}{c^2} \left[\frac{(\rho_0 + at + bL)^2}{K_{GP}^2} + \sigma_{анн}^2 + \sigma_{DSM}^2 \right] \right\}^{1/2}, \quad (5.18)$$

где σ_{DSM} определяется формулами (5.16) или (5.17) в зависимости от принятой модели прогнозирования ошибок СД, а $K_{GT} = TDOP$.

На рис. 5.4 представлены кривые 1, 2, 3, построенные по соотношению (5.12а) и характеризующие зависимость ССО определения относительных координат от времени. Расчеты сделаны при следующих предположениях: $\rho_{n1} = \rho_{n2} = 1$ м, $L = 20$ км, $K_{GP} = 2$. Кривая 1 характеризует временную изменчивость ρ_{21} , определяемую условиями распространения радиоволн и чисто случайными ошибками измерений, что соответствует использованию ГЛОНАСС. Кривые 2 и 3 характеризуют временную изменчивость ρ_{21} , определяемую этими же факторами, а также селективным доступом GPS. Как следует из рис. 5.4, для равных условий точность определения относительных координат при использовании ГЛОНАСС оказывается выше в 1,3...3 раза по сравнению с точностью использования для этих же целей GPS в режиме СД при "рассинхронизации" определений разнесенных объектов на 20 с.

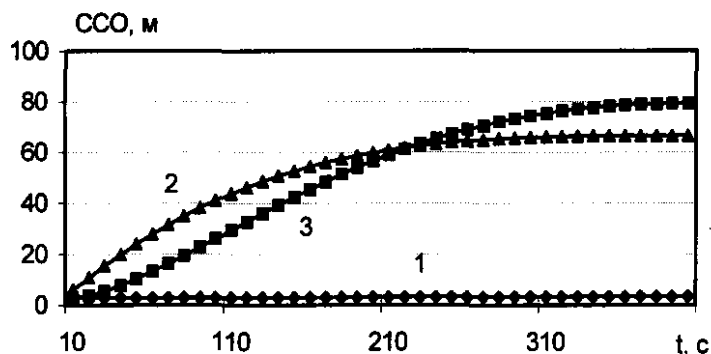


Рис. 5.4. Точность местоопределения

Таким образом, решение задачи определения относительных координат и синхронизации разнесенных объектов при использовании ГЛОНАСС и GPS дается сравнительно простыми соотношениями (5.12а) и (5.18) вместе с (5.13)–(5.17). Это решение носит полуэмпирический характер и может быть использовано, например, для экспресс-оценок. Как видно, его точность выше на расстояниях между объектами от единиц до нескольких сотен километров.

При любых применениях необходимо иметь в виду возможность проявления других источников ошибок, таких, как многолучевость, взаимная зависимость ошибок различных каналов и т.д., особенно при $L \approx 0$, $t \approx 0$. В какой-то степени это учтено с помощью параметра ρ_0 . Повышение точности определения относительных координат может быть связано с фильтрацией случайных составляющих погрешностей определений каждого объекта, что приводит к уменьшению σ_{nt} ($k=1, 2$), а также с обработкой информации группы объектов.

Также, как и метод коррекции координат, метод использования относительных координат в случае прямого расчета по соотношению (5.11) будет эффективен только на сравнительно небольших взаимных удалениях при работе аппаратуры потребителей АП1 и АП2 по одному и тому же созвездию НКА. В передаваемое сообщение должны при этом включаться координаты и скорости ПО, а также номера НКА используемого созвездия. Возможен однако и вариант, когда в передаваемое сообщение входят псевдодальности и псевдоскорости, и расчет η_{21} может проводиться или на основе разностей псевдодальностей и псевдоскоростей, или на основе расчета абсолютных координат, осуществленного по одному и тому же созвездию НКА.

Заметим, что соотношения (5.12)–(5.18) действительны и для оценки точностных характеристик стандартного дифференциального режима.

5.2.3. Дифференциальный режим с использованием псевдоспутников

Одна из разновидностей ДР создается тогда, когда передаваемые дифференциальной станцией (ДС) сигналы с поправками и другой информацией привязаны к местной шкале времени. Поскольку в результате учета дифференциальных поправок шкала времени потребителя также оказывается привязанной к шкале времени ДС, принятые потребителем сигналы ДС являются источником информации о взаимной дальности и скорости между потребителем и ДС.

В частном случае ДС может излучать сигнал, аналогичный сигналу КА. Тогда она называется псевдоспутником. Сигналы ДС могут быть весьма информативными. Очевидно, это, например, относится к случаю размещения ДС под глассадой, по которой заходит на

посадку самолет. Вопросам оптимального размещения псевдоспутников для ДПС СРНС посвящена работа [11]. Использование псевдоспутников призвано скорректировать возможно плохие геометрические факторы ГЛОНАСС и GPS, если они появятся.

В качестве критерия использовался взвешенный геометрический фактор *WDOP*:

$$WDOP = (2K_{GV} + K_{GH})/3, \quad (5.19)$$

где K_{GV} , K_{GH} – геометрические факторы при определении высоты и плановых координат соответственно (VDOP, HDOP).

Разработанная в [11] программа ЭВМ позволила дать предложения по оптимальному размещению одного и двух псевдоспутников относительно аэропорта Сан-Франциско. При этом для GPS (21 КА) снижены величины максимально возможных K_{GV} с 15,6 до 2,26 и K_{GH} с 7,71 до 2,36 соответственно. В случае двух псевдоспутников максимально возможный $K_{GV}=1,66$.

Литература к главе 5

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//ИПРЖР, Москва, 1998.
2. Philips R. Relative and Differential GPS, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 5.1-5.22.
3. Vroeljenstijn R., et al. Wide Area DGNSS Service Using Existing LF-transmitters, Proc. of DSNS-96, vol. 1, Paper № 9, St.Petersburg, May 1996.
4. Van Graas F. Signal Integrity, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 7.1-7.12.
5. Parkinson B., Axelrad P. Autonomous Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual, Navigation, vol. 35, N2, 1988.
6. Sturza M. Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements, Navigation, vol. 35, N4, 1988-89.
7. D. Dai. Satellite-Based Augmentation System Signal-In-Space Integrity Performance Analysis, Experience, and Perspectives, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
8. Pervan B., et al. A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity, Navigation, vol. 45, N1, 1998.
9. Соловьев Ю.А. Точность определения относительных координат и синхронизации шкал времени объектов при использовании спутниковых радионавигационных систем//Радиотехника, ИПРЖР, 1998, №9.
10. Minimum Operational Performance Standards for GPS/WAAS Airborne Equipment, RTCA / DO-229, App. B, Prep. SC-159, 1997.
11. Parkinson B.W., Fitzgibbon K.T. Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS, Navigation (USA), v. 33, N4, Winter, 1986-87.

Глава 6

Широкозонные дифференциальные подсистемы

К настоящему времени наиболее широкую известность получили проекты ШДПС, использующих геостационарные космические аппараты в качестве средств передачи сигналов контроля целостности и дифференциальных поправок. Такими системами являются американская WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS.

6.1. Широкозонная дифференциальная подсистема WAAS

WAAS, широкозонная система геостационарного дополнения GPS, по замыслу заказчика, Федеральной авиационной администрации (ФАА) США, предназначена для обеспечения уровня целостности, доступности и точности, соответствующего требованиям, предъявляемым к основным системам для всех фаз полета, вплоть до захода на посадку по I-й категории в первую очередь на Северо-Американском континенте и, частично, в Северной Атлантике [1-3].

По своим характеристикам WAAS в состоянии использоваться и наземными объектами для высокоточной морской и сухопутной навигации, при проведении работ на шельфе и т.д. Разработчиком системы первоначально (контракт от 3.8.1995 г.) была фирма Wilcox. Затем вследствие отставания работ от графика заказ был передан фирме Hughes (1996 г.).

6.1.1. Структура, принципы построения и функционирования

WAAS должна состоять из космического и наземного сегментов (рис. 6.1).

Космический сегмент включает геостационарные КА (ГКА) GEOS (типа Инмарсат или подобные), предназначенные:

- для передачи навигационного GPS-подобного сигнала в диапазоне L1 на частоте 1575,42 МГц, который увеличит доступность, точность и надежность навигационных определений, а также сигналов контроля своей целостности;
- для ретрансляции сформированных на земле сообщений о целостности КА GPS и ГКА и вектора поправок к эфемеридным данным, шкалам времени и к параметрам ионосферной модели.

Наземный сегмент включает:

- широкозонные контрольные станции (ШКС или WRS – WAAS Reference Station) мониторинга, предназначенные для контроля и наблюдения за состоянием навигационного поля;
- широкозонные главные станции (ШГС или WMS – WAAS Master Station), предназначенные для обработки данных мониторинга и наблюдений ШКС;
- наземные станции передачи данных (НСПД или GES – Ground Earth Station) космическому сегменту, которые должны осуществлять связь между ШГС и ГКА.

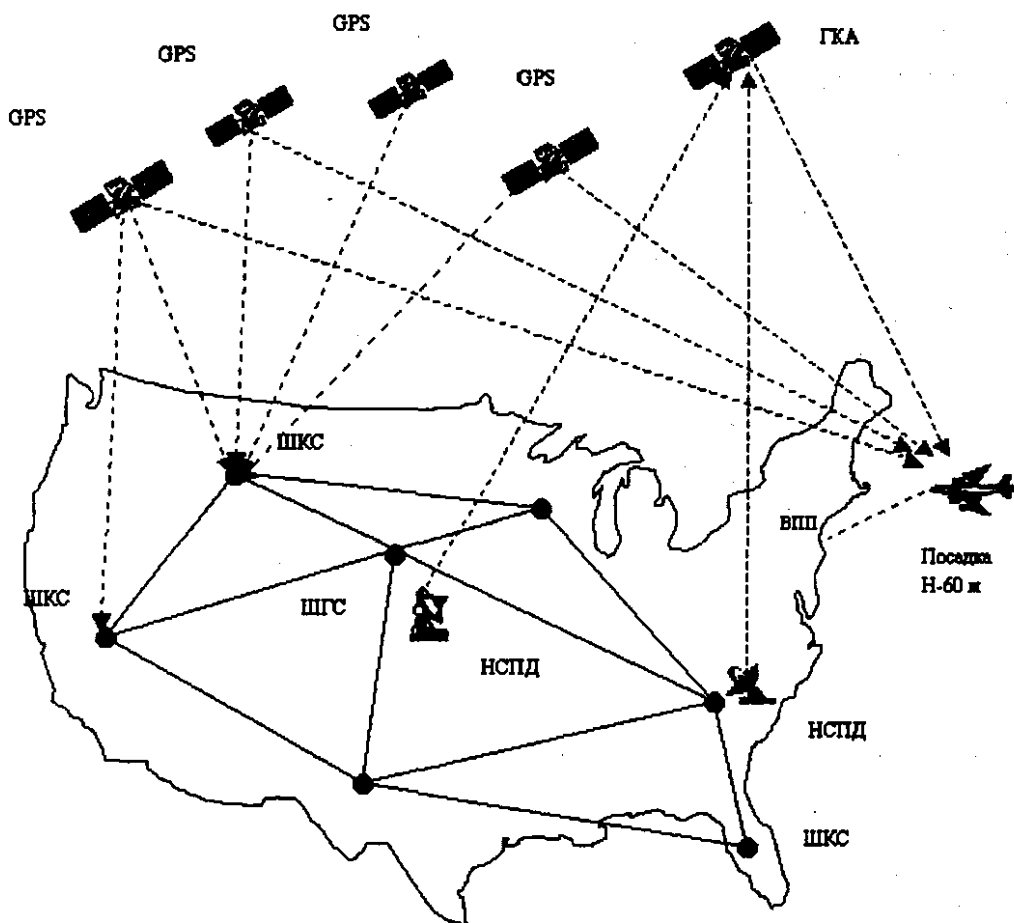


Рис. 6.1. ШДПС WAAS

ШКС, ШГС и НСПД объединяются в единую сеть посредством соответствующих линий передачи и обработки данных.

Система выполняет следующие функции [3]:

1) сбор данных о состоянии навигационного поля, 2) определение ионосферных коррекций, 3) определение и уточнение параметров орбит спутников, 4) определение коррекций

орбит и временных поправок для КА, 5) контроль целостности КА, 6) обеспечение независимой верификации (контроля или подтверждения) выходных данных функций 1-5 перед их использованием потребителями, 7) обеспечение потребителей корректирующей информацией и дополнительными измерениями псевдодальностей, позволяющими повысить надежность и точность навигационных определений, 8) обеспечение работоспособности и собственного нормального функционирования.

При сборе данных на ШКС (функция 1) входной информацией являются: наблюдения за сигналами НКА GPS и ГКА, наблюдения за состоянием тропосферы, данные о местонахождении приемного оборудования и о калибровках этого оборудования. В результате получаются: измерения ПД по сигналам с C/A-кодом GPS, разностные измерения по сигналам L1/L2 GPS, навигационные данные НКА GPS, измерения ПД по сигналам с C/A-кодом ГКА, навигационные данные ГКА, тропосферные данные, координаты фазовых центров антенн, смещения разностных измерений по сигналам L1/L2, данные для форматирования выходной информации.

При определении ионосферных коррекций на ШГС (функция 2) используются разностные измерения по сигналам L1/L2 GPS, смещения разностных измерений по сигналам L1/L2, координаты фазовых центров антенн, навигационные данные НКА GPS, определение сетки ионосферных данных. В результате на выходе получают данные, которые передаются на НСПД и далее на ГКА для закладки их в GPS-подобный сигнал для формирования соответствующих дифференциальных поправок.

При определении и уточнении параметров орбит НКА и ГКА на ШГС (функция 3) используются: измерения ПД по сигналам с C/A-кодом GPS, разностные измерения по сигналам L1/L2 GPS, навигационные данные НКА GPS, измерения ПД по сигналам с C/A-кодом ГКА, навигационные данные ГКА, тропосферные данные, координаты фазовых центров антенн, смещения разностных измерений по сигналам L1/L2, ионосферные данные для ГКА и данные о планируемых маневрах ГКА и НКА GPS. В результате получают данные: орбит НКА GPS и ГКА, для эфемеридного сообщения ГКА, альманаха ГКА.

Эти же входные данные используются для определения коррекций параметров орбит и временных поправок к "часам" КА (функция 4). В результате получают: долгосрочные и краткосрочные коррекции, оценка ошибок этих коррекций с вероятностью 99,9%, верифицированный фактор ухудшения этой оценки и прогнозируемая СКО определения ПД.

Для контроля целостности сигналов КА и ионосферных коррекций (функция 5) должны использоваться навигационные и ионосферные данные для всех КА, а также соответствующие коррекции и сопутствующие параметры, получаемые при их определении. В результате получают данные, которые позволяют сигнализировать о том, что не должен использоваться тот или иной сигнал или корректирующее сообщение. Контроль (верификация) всей информации, передаваемой затем потребителю (функция 6), выполняется путем сравнения контролируемых данных с данными независимых наблюдений или посредством их комбинации с данными независимых измерений и сравнения получаемых и ожидаемых результатов.

Для последующего обеспечения потребителей корректирующей информацией на основе верифицированных данных формируются блоки данных, которые затем будут использоваться в GPS-подобном сигнале ГКА (функция 7) [3].

Обеспечение работоспособности и собственного нормального функционирования системы (функция 8) должно осуществляться автономно без вмешательства человека [3] посредством выполнения следующих подфункций: выполнение операций подсистем и управление сбором данных, наблюдение за состоянием системы и управление системой, обслуживание по состоянию, профилактическое обслуживание.

Обращено внимание на обеспечение технической и информационной безопасности в соответствии с документом FAA Order 1600.54B. Среднее время передачи сообщения об отказе не должно превышать 5 с (максимальное 8 с).

6.1.2. Основные характеристики

Основные требуемые характеристики WAAS [3] приведены в табл. 6.1.

Таблица 6.1. Требуемые характеристики WAAS при обеспечении маршрутного полета и неточного захода на посадку

Требуемая характеристика	Общая система	Навигационная система	Сигнал GPS/WAAS	Воздушное судно
Доступность	0,99999	0,99999	0,99999	не определена
Точность:				
места в плане, м,				
$p=95\%$	не определена	100	не определена	не определена
$p=99,999\%$	не определена	500	не определена	не определена
по вертикали, $p=95\%$	—	—	—	—
псевдодальность, м, $p=95\%$	—	не определена	не определена	1,2
Целостность:				
вероятность искаженной информации	не определена	не определена	E-7/ч	не определена
задержка сигнала оповещения об отказе, с	10	10	8	2
предел тревоги, м	556	не определен	*	не определена
Непрерывность:				
функции навигации	1-E-5/ч	1-E-5/ч	1-E-8/ч	1-E-5/ч
обнаружения отказа**	1-2×E-5/ч	1-2×E-5/ч	1-E-5/ч	1-E-5/ч

Примечание: p – доверительная вероятность при определении точности.

* Определяется специальными соотношениями на основе прогнозируемых точностных характеристик.

** Исключая перерывы в приеме длительностью менее 5 мин.

Рабочая зона WAAS представляет собой пространство над поверхностью Земли высотой до 30 км над уровнем моря. При этом на земной поверхности рабочая область ограничивается координатами, сведенными в табл. 6.2 [3].

Таблица 6.2. Координаты границ рабочей области

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
B	50	50	70	70	68	20	17	17	30	16	16	50
L	61	122	140	165	169	164	160	155	120	75	61	61

Примечание: B – северная широта в градусах, L – западная долгота в градусах.

Требования по точности и целостности должны выполняться во всей зоне ГКА, охватывающей контролируемое воздушное пространство США, когда WAAS в состоянии наблюдать НКА GPS и ГКА.

Требования к точному заходу сформулированы в соответствии с концепцией "туннелей" и RNP ИКАО и положениями [7]. Они сведены в табл. 6.3.

Таблица 6.3. Требования к точному заходу на посадку ВС.

Требуемая характеристика	Общая система	Навигационная система	Сигнал GPS/WAAS	Воздушное судно
Доступность	не определена	не определена	0,999****	не определена
Точность, места: в плане, м, $p = 95\%$ по вертикали, м, $p = 95\%$ псевдодальность, м, $p = 95\%$	33,5 9,8 —	7,6 7,6 не определена	не определена не определена не определена	не определена не определена 1,2
Целостность: вероятность искаженной информации задержка сигнала оповещения об отказе, с предел тревоги, м	не определена не определена *	не определена не определена *	$4 \times E-7$ /заход 5,2 **	не определена не определена не определена
Непрерывность	1-E-4/заход	1-E-4/заход	1-5,5×E-5/заход***	
Непрерывность функции навигации	1-E-5/ч	1-E-5/ч	не определена	1-E-5/ч
Непрерывность обнаружения отказа	не определена	не определена	не определена	не определена

Примечание: * определяется в соответствии с [7]; ** определяется специальными соотношениями на основе прогнозируемых точностных характеристик; *** длительность точного захода полагается равной 150 с; **** доступность с вероятностью 0,999 определяется в том случае, если соответствующая суммарная погрешность не превосходит 19,2 м.

Точный заход должен обеспечиваться на высотах до 3000 м в воздушном пространстве 48 континентальных штатов, Гавайских островов, Пуэрто-Рико и Аляски, исключая территорию полуострова Аляска западнее 160° , и вне пределов рабочей области ГКА.

Фазовые центры антенн для приема сигналов GPS и ГКА должны быть привязаны к местным опорным геодезическим знакам с точностью (95%) 1 и 2 см в плане и по вертикали соответственно.

Все сигналы с кодом C/A должны иметь мощность между -161 и -153 дБВт при углах места от 5 до 90° и температуре 100° К, а все сигналы L1/L2 с кодами P и P(Y) GPS должны восприниматься без знания P(Y)-кода. Мощность L1 сигнала с кодом P(Y) должна находиться в пределах от -163 до -155 дБВт, L2 сигнала – между -166 и -154 дБВт. При этом сигналы КА при углах места менее 5° не используются.

Все процессы обработки должны проводиться при отношениях помеха/сигнал, не худших приведенных в табл. 6.4 и 6.5 [3].

Таблица 6.4. Отношение помеха/сигнал в полосе GPS

Тип сигнала	Полоса частот, Гц	Отношение помеха/сигнал, дБ
L1-C/A	0...600	16
L1-C/A	600...1000	21
L1-C/A	1000...10000	$21+6\lg(\Delta f/1000)$
L1-C/A	10000...100000	$27+3\lg(\Delta f/10000)$
L1-C/A	$\Delta f > 100000$	30
L1, L2-P(Y)	езде	27

Таблица 6.5. Отношение помеха/сигнал вне полосы GPS

Диапазон частот f , МГц	Отношение помеха/сигнал, дБ
$f < 1181,1$	≥ 100
1181,1...1237,6	$100-2*(f-1181,1)$
1237,6...1274,1	$27+2*(f-1237,6)$
1274,1...1530,42	≥ 100
1530,42...1585,42	$100-2*(f-1530,42)$
1585,42...1630,42	$30-2*(f-1585,42)$
$f > 1630,42$	≥ 120

Требованиями [3] предусмотрены возможности подавления помех, уровни которых превосходят указанные в табл. 6.4 и 6.5. В частности, антенны приемников должны иметь по крайней мере три "нуля" в диаграмме направленности, которые могут направляться на помехи и подавлять их по крайней мере на 30 дБ. При этом скорость слежения "нуля" за движением помехи должна быть в диапазоне до 0,3 рад/с. Должны быть предусмотрены также меры временного, в том числе адаптивного, подавления до 30 дБ при времени адаптации 20 мс.

Отметим также ряд важных требований к надежности наземного оборудования. Так, каждая подсистема WAAS должна характеризоваться средним временем наработки на отказ 2190 ч. Среднее время восстановления должно быть не более 30 мин, включая исключение отказа, ремонт и проверку. Отказ программного обеспечения системы должен предусматривать время реинициализации каждого компонента не более 10 мин. Минимальный интервал между сеансами профилактического обслуживания должен быть не менее 2190 ч (ежеквартально), которое ограничивается уборкой, проверкой, регулировкой и заменой блоков в соответствии со сроками их службы и состоянием. Общее время перерывов или ухудшения характеристик не должно превышать при этом 8 ч в год на одну подсистему.

Шкала системного времени сети WAAS должна быть привязана к системному времени GPS с точностью не хуже 50 нс. При этом ее показания не должны отличаться от показаний шкалы UTC более, чем на 20 нс. Временная стабильность сигнала ГКА должна быть не хуже 2×10^{-13} за 24 ч.

При расчетах приняты следующие характеристики возможных временных отключений КА (табл. 6.6).

Таблица 6.6. Временные характеристики отключений КА

Режим	Интенсивность, 1/год	Средняя длительность
НКА режим 1	1,65	12,2 ч
НКА режим 2	0,16	1,25 месяца
ГКА режим 1	0,083	19,8 ч
ГКА режим 2	0,014	3 года

Навигационное сообщение формируется на ГКА со скоростью 500 символов в секунду и добавляется по модулю 2 к 1023-битовому PRN-коду, который затем модулирует несущую. Кратковременная стабильность несущей должна быть не хуже $5^{\circ}\text{E}-11$ за время от 1 до 10 с, включая эффект ионосферы и доплеровский сдвиг.

Передаваемый сигнал имеет круговую поляризацию. Мощность принимаемого сигнала ГКА на линейно поляризованную антенну с усилением 3 дБ, находящуюся на или вблизи поверхности земли, больше или равна 161 дБВт при углах места более 5° . Максимум мощности сигнала равен 155 дБВт.

Основная скорость передачи данных 250 бит/с. При этом используются сверточные коды с исправлением ошибок. Все сообщения имеют блочную структуру. Объем одного блока составляет 250 бит. В нем имеется поле данных объемом 212 бит, идентификатор сообщения на 6 бит, преамбула из 8 бит. Замыкают блок 24 бита кодовой корректирующей группы для контроля четности.

Предусмотрено два типа корректирующих данных: быстрый и медленный. Быстрые коррекции проводятся с целью компенсации быстро меняющихся ошибок, таких, как быстрые уходы "часов" НКА, тогда, как медленные коррекции предусматриваются для компенсации стабильных уходов "часов" КА и эфемеридных погрешностей.

Предусмотрено 64 типа сообщений (табл. 6.7).

Таблица 6.7. Типы сообщений

Тип	Содержание
0	Не использовать этот ГКА
1	Обозначения PRN кодов
2-5	Быстрые коррекции
6	Информация контроля целостности
7	Фактор ухудшения оценки точности коррекций
8	Оцененная СКО сообщения
9	Навигационное сообщение ГКА (координаты X, Y, Z, время и т.д.)
10-11	Резервируется для будущих сообщений
12	Параметры расхождения шкал времени WAAS и UTC
13-16	Резервируется для будущих сообщений

Тип	Содержание
17	Альманах ГКА
18	Данные ионосферной сетки
19-23	Резервируется для будущих сообщений
24	Смешанные быстрые/медленные члены для коррекции КА
25	Длительные коррекции КА
26	Коррекции ионосферных задержек
27	Резервируется (Служебное сообщение WAAS)
28-61	Резервируется для будущих сообщений
62	Резервируется (Внутреннее тестовое сообщение)
63	Нуль-сообщение

На предварительном этапе (1-я фаза) для определения основных направлений работ в 1992 г. проведены исследования упрощенного варианта системы в составе 3-х ШКС: Old Town (Main), Dayton (Ohio), Georgetown (S. Caroline). В 1993 г. число ШКС было доведено до 8. ШГС находилась в Техническом Центре ФАА в г. Атлантик-Сити, Нью-Джерси, а НСПД – в г. Саус-бери, Коннектикут. Привлекались также канадские ШКС в Оттаве, Виннипеге и Гандере.

Для проведения работ по 2-й фазе в интересах подтверждения функциональных возможностей использовалась система в составе двух ШГС, 5 ШКС, двух НСПД и одного ГКА Инмарсат-2 (AOR – Atlantic Ocean Region). В 1997 г. ФАА США совместно с NAV CANADA в международном аэропорту Тихуана (Мексика) осуществила ряд успешных испытательных заходов на посадку реактивного самолета Challenger до высоты 15 м с тем, чтобы продемонстрировать возможности WAAS по выработке и передаче сигналов целостности, дифференциальных поправок и измерения дальности. При демонстрации использовалась основа WAAS, включающая сеть из 18 станций ФАА на территории США и Канады и спутник Инмарсат-3.

Третья фаза (Initial WAAS – IWAAS) работ по развертыванию начальной системы намечена на 1998 г. В составе этой системы предполагалось иметь 2 ШГС, 24 ШКС, 6 НСПД и 3 ГКА. При этом предполагалось проверить возможности системы по обеспечению маршрутного полета, подхода к аэропорту, неточного (некатегоризованного) захода на посадку и захода на посадку по 1-й (специальной) категории.

Четвертая заключительная фаза работ намечалась на период с 1999 до 2002 г. При этом должен обеспечиваться заход на посадку по 1-й категории при использовании спутниковой аппаратуры в качестве основного средства. На этом этапе в составе WAAS могут быть 44 ШКС, 6 ШГС, 16 НСПД и 8 ГКА.

Дальнейшее развитие WAAS связано с увеличением числа станций и спутников до 70 ШКС, 6 ШГС и 8 ГКА. Предполагается, дальнейшее расширение WAAS на другие районы и континенты. При этом возможны следующие 5 уровней: 1) использование на другой независимой территории (ДНТ) сигналов контроля целостности WAAS без каких-либо дополнительных затрат; 2) на другой независимой территории может размещаться одна ШКС, наблюдения которой передаются на ШГС США или Канады; 3) на ДНТ размещается несколько ШКС, наблюдения которых передаются на ШГС США (Канады); 4) на ДНТ размещается несколько ШКС и одна ШГС, которая передает данные обработки на НСПД США (Канады); 5) на ДНТ размещается несколько ШКС, одна ШГС и одна НСПД, передающая соответствующую информацию на ГКА WAAS.

Считается, что максимально в состав такой расширенной WAAS может входить до 490 ШКС, 42 ШГС, 36 НСПД и 18 ГКА.

На ШКС осуществляются двухчастотные измерения псевдодальностей до КА. Результаты наблюдений передаются на главную станцию, где они обрабатываются с целью определения поправок к параметрам КВО КА и параметров ионосферной модели [4].

В настоящее время широким фронтом идут работы по уточнению процедур функционирования WAAS, а также требований и стандартов к ее рабочим характеристикам. Так, в [9] исследуются алгоритмы контроля целостности системы.

Одновременно проводятся работы по созданию бортовых приемников, работающих в системах GPS и WAAS. При этом RTCA разработан соответствующий стандарт [10, 11] по их минимальным рабочим характеристикам, а в [12] приводятся положительные результаты работ по оценке возможностей их удовлетворения в экспериментальных образцах аппаратуры (бета-версия, класс 3) с учетом требований к ее математическому обеспечению [13]. В работе [14] приведены предварительные результаты летной оценки приемника Gamma Navigator. Обращается внимание на необходимость стандартизации интерфейса и индикации для снижения вероятности ошибочных решений в условиях высокой нагрузки пилота при заходе на посадку.

К настоящему времени создана испытательная основа WAAS – National Satellite Test Bed (NSTB), включающая 29 ШКС с номинальными взаимными удалениями порядка 500-600 км [2]. Проведены испытательные полеты на легком самолете Piper Dacota и подготовлен к испытаниям двухмоторный самолет Beechcraft Queen Air. Проведенными в 1997 г. исследованиями показано, что ошибки определения высоты не превышают 5 м.

В августе 1998 г. эти исследования были продолжены специалистами Стэнфордского университета в основном в ходе посадок в аэропорту Джуно (Juneau) штата Аляска, отличающемся плохими погодными условиями, сложным рельефом и отсутствием хорошего наземного оборудования. Было выполнено 48 заходов в течение 24 часов полетного времени. Использовались NSTB и ГКА Инмарсат-III (Pacific Ocean Region, POR), "висящий" в точке 178° западной долготы. При этом была продемонстрирована точность определения высоты 1,8 м с вероятностью 95% при доступности 99,155%. Предварительные оценки дают также точность определения плановых координат порядка 2 м [15].

В испытания WAAS включились также специалисты BBC США [16]. В ходе полетов на самолете Learjet 35A с системой управления полетом (FMS) было продемонстрировано удовлетворение требований к точностным характеристикам захода по категории I (ошибки по боку и высоте не более 7,6 м).

В то же время сообщалось о том, что программа создания широкозонной дифференциальной подсистемы WAAS находилась под угрозой срыва [5]. Как известно, первоначальной оперативной способности WAAS должна была достичь в 1999 году. Угроза срыва была обусловлена превышением почти вдвое стоимости работ, проводимых фирмой Hughes (483,5 млн. долл.). Превышение стоимости было аргументировано неопределенностью исходных данных на начальном этапе работ и недооценкой трудностей при создании системы, в том числе при создании ее космического сегмента, базирующегося на использовании геостационарных спутников. Не было определено, в частности, будут ли эти спутники собственностью ФАА США, заказчика WAAS, или они будут использоваться системой на правах аренды. В конце октября 1998 г. финансирование программы WAAS было приостановлено и его продолжение зависело от решения ряда политических, экономических и технических вопросов и, например, от того, действительно ли можно рассчитывать на WAAS, как на "единственное средство навигации". При этом общая стоимость жизненного цикла системы оценивалась в 2,5 млрд. долл.

Исследование риска заказчика, проведенное затем Лабораторией прикладной физики (ЛПФ) Университета Джона Гопкинса [6], привело к заключению, что при соответствующих мероприятиях рабочие характеристики систем GPS и WAAS смогут удовлетворить требованиям использования их аппаратуры в качестве единственного навигационного средства, устанавливаемого на самолете для обеспечения полетов в национальном воздушном пространстве США.

Шестимесячное исследование ЛПФ было сосредоточено на оценке доступности сигналов GPS, WAAS и локальных систем в присутствии преднамеренных и непреднамеренных помех и в условиях влияния ионосферы. В ходе широкомасштабного моделирования и испытаний ЛПФ установила, что сочетание рациональных процедур управления и эксплуатации, модернизации бортовой аппаратуры, совершенствование GPS и систем функционального дополнения позволят снизить до приемлемого уровня риск подавления сигнала активными помехами и помехами от ионосферы. В упомянутом выше отчете [6] рекомендована система WAAS с четырьмя геостационарными спутниками. С целью уточнения требований к наземным корректирующим станциям рекомендована также дальнейшая оценка методики ввода поправок для компенсации ионосферных погрешностей.

В настоящее время работы по системе WAAS продолжаются. WAAS включена в Федеральный радионавигационный план США (декабрь 1999 г.).

6.2. Широкозонная дифференциальная подсистема EGNOS

Система EGNOS предназначена для выполнения следующих функций [17-19]:

1. Увеличение числа навигационных спутников за счет использования геостационарных КА, передающих GPS-подобные сигналы. Тем самым увеличивается доступность спутниковой навигации с применением RAIM.
2. Передача информации о целостности. Это увеличит доступность GPS/ГЛОНАСС/EGNOS навигационной службы до уровня, соответствующего требованиям неточного (грубого, некатегорированного) захода на посадку.
3. Передача корректирующих поправок, что позволит обеспечить точность до уровня, соответствующего требованиям точного захода на посадку по I категории.

EGNOS создается по заказу и под наблюдением так называемой Европейской Тройственной Группы (European Tripartite Group, ETG), объединяющей представителей Европейского космического агентства, Евроконтроля и Европейского Сообщества.

Основу EGNOS составляют геостационарные спутники связи Инмарсат III (в будущем Artemis), на которых установлен ретранслятор навигационных сигналов "6, 4/1,5754 ГГц" с полосой 2,2 МГц относительно центральной частоты 1575,42 МГц, т.е. ретранслируемый навигационный сигнал соответствует сигналу поддиапазона L1 GPS.

Ретранслятор обеспечивает передачу: дальномерного псевдошумового C/A-кода; навигационного сообщения; сообщения о целостности сигналов спутников GPS, ГЛОНАСС и Инмарсат-III; вектора корректирующих поправок (три составляющие эфемеридной ошибки, сдвиг шкалы времени КА относительно системной шкалы и уточненные параметры ионосферной модели) для спутников GPS, ГЛОНАСС и Инмарсат III.

Сеть станций мониторинга обеспечивает информацию (измерения навигационных параметров) для главной станции, осуществляющей расчет поправок, формирование информации о целостности и навигационного сообщения. Для синхронизации измерений используются отдельные наземные станции.

В работе над системой принимают участие Франция, Германия, Испания, Великобритания, Италия, Норвегия, Австрия, Швейцария, Португалия. Разработка EGNOS ведется с учетом перспективы ее интеграции и унификации с аналогичными региональными и национальными системами WAAS и MSAS (Япония) [8, 17].

Общая архитектура EGNOS включает КА ГЛОНАСС и GPS, космический сегмент в составе 3-х активных ГКА и одного резервного, а также наземный сегмент, состоящий из ШКС, ШГС и НСПД.

С учетом международного сотрудничества при создании GNSS-1, как совокупности национальных дополнений к GPS и ГЛОНАСС, проводятся работы по стандартизации сигналов, оборудования потребителей и интерфейсов систем. Рассматривается возможность оптимизации совместного использования национальных станций мониторинга и геостационарных спутников-ретрансляторов [8]. Поэтому построение и принципы функционирования ШДПС EGNOS аналогичны построению и принципам работы WAAS, описанным выше. В табл. 6.8 приведены требуемые характеристики EGNOS, во многом близкие данным табл. 6.3 [19].

Программа развертывания EGNOS разбита на два этапа:

1. Обеспечение начальной эксплуатационной способности (IOC).
2. Обеспечение полномасштабной эксплуатационной способности (FOC).

Таблица 6.8. Требуемые характеристики с использованием сигналов GPS и ГЛОНАСС

Этап FOC	Неточный заход, функция навигации*	Точный заход до высоты 105 м, функция навигации**	Точный заход по категории I, функция навигации***	Определение псевдодалности до ГКА
Точность P=95%, м	100	10 (высота) 10 (в плане)	6 (высота) 6 (в плане)	–
NSE при $P=(1-10^{-7})/ч$, м	556	25 (высота) 25 (в плане)	15 (высота) 15 (в плане)	150
Риск потери целостности	$10^{-7}/ч$	$10^{-7}/\text{заход}$	$10^{-7}/\text{заход}$	–
Задержка сигнала оповещения об отказе, с	6	6	6	5,2
Риск потери непрерывности	$10^{-5}/ч$	$10^{-4}/\text{заход}$	$10^{-4}/\text{заход}$	–
Доступность	0,9999	0,999	0,999	–
Общее обслуживаемое пространство	ECAC	ECAC вблизи поверхности земли	ECAC вблизи поверхности земли	GBA IOR GBA AORE

Примечание: * Неточный заход может быть осуществлен как при использовании, так и без использования ГЛОНАСС; ** точный заход до высоты 105 м предполагает использование только GPS; *** точный заход по категории I предполагает использование сигналов GPS и ГЛОНАСС; NSE – ошибка навигационной системы.

В свою очередь этап ИОС планировалось реализовать в виде подэтапов 1, 2 и 3, а этап FOC – как подэтапы 4 и 5:

Подэтап 1: обеспечение навигационной функции путем передачи дополнительных GPS-подобных сигналов через геостационарные спутники-ретрансляторы Инмарсат III AOR-E (Атлантический океан – Европа, 15,5° W) и IOR (Индийский океан, 65,7° E).

Подэтап 2: обеспечение навигационной функции и передачи информации о целостности спутников GPS и ГЛОНАСС в составе навигационного сообщения.

Подэтап 3: обеспечение службы навигации, целостности и передачи широкозонных поправок в составе навигационного сообщения.

Подэтап 4: улучшение результатов подэтапа 2 (в основном улучшение доступности).

Подэтап 5: улучшение результатов подэтапа 3 (в основном улучшение доступности и расширение зоны обслуживания).

Соответственно, последовательно осуществляется наращивание технических средств и последовательный переход от EGNOS начального состава (EGNOS-2) к полномасштабной EGNOS-4/5. Укажем составы средств:

EGNOS-1: 2 ГКА, 2 ШГС, 4 ШКС, 2 НСПД;
EGNOS-2: 2 ГКА, 2 НСПД, 2 ШГС, 18 ШКС;
EGNOS-3: 2 ГКА, 2 НСПД, 2 ШГС, 33 ШКС.

На втором этапе, решение о реализации которого должно быть окончательно принято по результатам этапа 1, планируется развертывание EGNOS в составе 3-4 ГКА, 9 НСПД, 3 ШГС и до 50 ШКС.

После завершения подэтапа 3 система может использоваться в зонах покрытия как основная навигационная система для всех фаз полета ВС, включая точный заход на посадку по категории I.

В табл. 6.9 представлены этапы развертывания EGNOS и планируемые сроки их реализации.

Таблица 6.9. Этапы и сроки создания ШДПС EGNOS

Этап	Начало и конец этапа, г
Предварительный:	
Определение системы	1 кв. 96-4 кв. 96
Начальные эксперименты	1 кв. 96-2 кв. 97
1-й этап (IOC)	
подэтап 1	1 кв. 95-1 кв. 98
подэтап 2	1 кв. 97-2 кв. 99
подэтап 3	1 кв. 97-2 кв. 2002
2-й этап (FOC)	1 кв. 99-2 кв. 2002

В EGNOS предусматриваются следующие зоны:

- зоны геостационарного покрытия спутниками Инмарсат-III AOR-E и IOR при угле маски 5° (зона GBA);
- зоны Европейской гражданской авиационной конференции (ECAC), охватывающей воздушные пространства государств-участниц ECAC (большая часть европейских стран, Турция, Северное море и восточная часть Атлантического океана).

EGNOS/IOC рассматривается как основное средство навигации в зоне GBA для фазы океанического полета, как основное средство для континентальных маршрутов в зоне ECAC и как дополнительное средство для терминальной фазы полета, грубого захода на посадку и точного захода на посадку по I-й категории для части зоны ECAC.

На этапе обеспечения полной эксплуатационной способности (FOC) EGNOS может рассматриваться в качестве основного средства для терминальной фазы полета, неточного захода на посадку и точного захода на посадку по I-й категории в зоне ECAC.

Необходимо особо отметить, что ГКА EGNOS IOR имеет зону покрытия, охватывающую европейскую и часть азиатской зоны России. Поэтому существуют, например [17], предложения по усилению взаимодействия при создании и использовании системы, которые должны приниматься во внимание при проведении соответствующих работ.

Хотя основные работы Европейского Союза ведутся по реализации EGNOS, это не означает, что Программа игнорирует другие дополнения к GPS и ГЛОНАСС, особенно системы локального дополнения (LAAS) для обеспечения точного захода на посадку по категориям I, II и III, плавания в акватории порта и т.п. Учитывая, что локальные системы интенсивно разрабатываются на национальном уровне, заказчик EGNOS (European Tripartite Group) ви-

дит свою роль в повышении эффективности разработки подобных систем путем оценки правильности выбранных направлений и выработки рекомендаций по устранению излишнего дублирования работ [18, 19]. В то же время создание системы EGNOS встречает за рубежом и обоснованные опасения [21], видимо, обусловленные нерешенностью процедурных вопросов использования и оплаты услуг системы.

К настоящему времени проведена подготовка к испытаниям ШДПС, включая уточнение требований, подготовку методик и соответствующего оборудования [22], и проводятся испытания элементов подсистемы.

6.3. Широкозонная дифференциальная подсистема MSAS

Рост интенсивности воздушного движения в Северном районе Тихого океана с 1992 по 2000 г. в 1,7 раза и в 2,9 раза к 2010 г. обуславливает принятие и Японией концепции CNS/ATM (связь, навигация, наблюдение в УВД) на основе перспективных спутниковых технологий. Выражением этого роста является программа создания японской широкозонной системы MSAS [23], аналогичной системам WAAS и EGNOS.

Многофункциональная система MSAS [23, 24] должна состоять из трех основных частей: космического сегмента, наземного сегмента и сегмента потребителей.

MSAS должна использовать в качестве основы космического сегмента разрабатываемый в Японии многофункциональный транспортный КА (МТКА) MSAT. Первый МТКА (MSAT-1) планировалось вывести на геостационарную орбиту японской ракетой Н-2 уже в 1999 г. и разместить его над экватором в точке 140° восточной долготы. Однако в [23] сообщается о разрушении 15.11.1999 г. при запуске ракетой Н-2 первого MSAT. Стоимость MSAT составляла 97 млн. долл. Это был второй неудачный пуск ракеты Н-2 (массой 263 т). Предшествующий неудачный пуск спутника-ретранслятора стоимостью 375 млн. долл. произошел в феврале 1998 г. Эти неудачи являются серьезным препятствием в развертывании ШДПС.

MSAT-2 предполагается запустить в 2004 г. и разместить его в точке между 135° и 145° также восточной долготы. Последующие МТКА предполагается запускать через каждые 5 лет. За запуском МТКА-1 должен последовать процесс общей оценки и испытаний системы, который продолжится после 2000 г.

Каждый МТКА представляет собой ГКА с управляемой по трем осям ориентацией со сроком существования в системе 10 лет. Он будет выполнять аэронавигационные и метеорологические функции, обеспечивать экипажи ВС и авиадиспетчеров информацией автоматического зависимого наблюдения (АЗН), обеспечивать передачу данных и голосовую связь. Как элемент системы широкозонного дополнения GPS, МТКА будет излучать GPS-подобный сигнал и передавать информацию контроля целостности и корректирующую информацию, состав которой аналогичен составу передаваемой информации в системах WAAS и EGNOS. Предполагается, что MSAS будет использовать в каждый данный момент времени 2 МТКА, 2 наземные станции и 2 станции слежения, телеметрии и управления [24].

Наземный сегмент включает: наземные станции мониторинга (первоначально в районах Токио, Фукуока, Саппоро и Наха), главные станции (Аэрокосмические центры в Кобе и Хита-чиота), наземные станции мониторинга и определения дальности в Австралии и на Гавайских островах для определения и уточнения орбит КА, сети передачи данных и НСПД [25].

Зона действия MSAS должна охватывать в первую очередь воздушные трассы Северной части Тихого океана между Азией и Америкой, а также регион островов Японии. MSAT,

помимо обычной зоны ГКА в L диапазоне, имеет также 6 лучей для связи в более высокочастотном диапазоне для наиболее тяжелых условий УВД [24]. Особо отметим, что зона ГКА MSAT охватывает практически большую часть азиатской территории России, а также прилегающие акватории морей и Тихого океана.

Сегмент потребителя навигационного дополнения MSAS предполагает помимо работы с НКА GPS определение ПД по GPS-подобному сигналу ГКА, учет сигналов контроля целостности и дифференциальной коррекции.

Предполагается, что по мере завершения испытаний после 2000 г. MSAS может рассматриваться в качестве основного средства навигации для океанской зоны с перспективой расширения этой функции на зоны предпосадочного маневрирования и захода на посадку (вплоть до категории I).

Ответственным за создание системы является Бюро гражданской авиации Японии (JCAB) с аэронавигационными спутниковыми центрами, расположенными в Кобе и Ибараки в 500 км западнее и 100 км севернее от Токио соответственно [24]. Контракт на создание MSAS выдан группе компаний во главе с NEC в феврале 1997 г. Контракт на MSAT подписан с группой разработчиков во главе с Space Systems/Loral в марте 1995 г. Контрактом на наземные станции, станции слежения, телеметрии и управления владеет группа, возглавляемая MELCO и Toshiba, с февраля 1996 г. [24]. В соответствии с [24] среди разработчиков фигурируют также такие известные фирмы, как Raytheon и Lockheed Martin. В ходе создания MSAS обеспечивается взаимодействие с ФАА и ETC.

Предполагаемая точность определения координат (СКО) ШДПС находится в пределах 2,5...5 м, что значительно лучше точности номинального режима ГЛОНАСС и тем более GPS. В целом, учитывая провозглашенную унификацию рассматриваемых ШДПС, точностные и надежностные характеристики MSAS должны удовлетворять требованиям табл. 6.1 и 6.3. То же относится и к другим характеристикам.

Предполагается также сопряжение ШДПС с дополнительными региональными и локальными системами, особенно в северных широтах.

6.4. Предложения по использованию ШДПС EGNOS и MSAS в интересах авиации РФ

В настоящее время высокие требования к навигационному обеспечению авиации частично удовлетворяются с помощью наземного и бортового оборудования радиотехнических систем ближней навигации (РСБН, маяки VOR/DME), приводных радиостанций (ПРС), метровых и дециметровых систем посадки типа ИЛС и ПРМГ. Аэронавигационная система России насчитывает около 250 маяков РСБН, 24 маяка VOR/DME, 2000 ПРС и 500 систем посадки. Соответствующее бортовое оборудование имеется на большинстве ВС (кроме ВС авиации общего назначения). Эти системы, разработанные еще в 50-х г.г., морально и физически устарели. Маяки РСБН и ПРМГ занимают диапазон частот, выделенный для средств подвижной (сотовой) связи. Поэтому приняты решения о прекращении их использования по мере технического износа. Реализация имеющихся предложений о замене РСБН и ПРМГ также морально устаревшими средствами VOR/DME или о разработке РСБН в международном диапазоне частот выглядит весьма дорогостоящей и, в преддверии 21-го века, архаичной. Кроме того, система уже сейчас не в полной мере выполняет требования к регулярности полетов ВС, не полностью охватывает районы полетов (например, кроссполярные и трансполярные трассы), а также не учитывает новые тенденции радионавигационного обеспечения ВС.

Поэтому естественен интерес к спутниковым радионавигационным системам ГЛОНАСС и GPS и к использованию технологии CNS/ATM. Начато оборудование воздушных судов соответствующей бортовой аппаратурой в качестве дополнительного средства, которое регулируется приказом ФАС РФ №61 от 1998 г. применительно к полетам по маршруту. Однако наибольшие выгоды при использовании СРНС получаются в том случае, когда они имеют статус основных средств для различных этапов полета, включая посадку, что достигается с помощью дополнений СРНС – широкозонных и локальных дифференциальных подсистем (ШДПС, ЛДПС).

Имея в виду развертывание в ближайшее время систем EGNOS и MSAS, покрытие ими большей части территории России, моральный и физический износ и требования замены существующих средств, в первую очередь РСБН и ПРМГ, целесообразно сформулировать следующие направления совершенствования радионавигационного обеспечения России [26]:

- осуществление договоренностей с ЕС и Японией об использовании систем EGNOS и MSAS в России и размещение на территории РФ широкозонных контрольных и главных станций, а также наземных станций передачи данных на геостационарные спутники;
- оборудование отечественных ВС бортовой аппаратурой ГЛОНАСС/GPS с возможностями работы с ШДПС и ЛДПС, а также ее комплексирование с автономными средствами;
- поддержание работоспособности существующего оборудования РСБН, ПРС, VOR/DME и дополнительное размещение маяков VOR/DME вдоль отдельных трасс (например, трансполярных) и в районах некоторых аэропортов.

Оптимальное количество и размещение ШКС с теоретической точки зрения могут быть определены на основе методов математической теории экспериментов. При этом должны учитываться:

- характеристики и баллистическое построение группировок КА и дополнений;
- модели ионосферных ошибок, алгоритмы и возможности оценки параметров модели и ошибок координатно-временного обеспечения КА ("наблюдаемость переменных состояния" как следствие обусловленности решений);
- структура и характеристики погрешностей измерений.

Такой подход однако является практически трудно реализуемым, поскольку он не в полной мере учитывает основные факторы, такие, как затраты на капитальное строительство, создание элементов инфраструктуры, коммуникации, сети связи и т.д. Поэтому предпочтительнее опираться на имеющийся опыт США и практические соображения. С его учетом дадим ориентировочную оценку необходимого количества ШКС, предполагая, что средством доведения информации сети до потребителя будет ГКА, а также предполагая равномерное распределение ШКС по зоне. Для этого будем использовать принцип подобия и считать, что число требуемых средств пропорционально обслуживаемой площади.

В этом случае требуемое количество ШКС России составит 19-35. При максимально возможном варианте – 56. По опыту WAAS, на одну ШГС должно приходиться 7-12 ШКС, а на одну наземную станцию передачи данных (НСПД) – 3-4 ШКС. Поэтому можно предположить, что общее число ШГС составит 3-5, а НСПД – 3-12.

При этом ШКС, ШГС и НСПД возможно разместить на объектах РВСН и на пунктах РСДН ВВС (Ватутинки, Геленджик, Новосибирск, Дудинка, Хабаровск, Карачев, Петрозаводск, Сызрань, Инта, о. Туманный, о. Панкратьев, Таймылыр, Александровск-Сахалинский, Петропавловск-Камчатский, Богуславка и Охотск (Приморье), Курильск, Комсомольск-на-Амуре, Ревда.

Анализ распределения указанных точек показывает, что "белым пятном" оказывается северо-восток РФ. Поэтому далее целесообразно вести проработку размещения ШКС также на аэродромах Чукотки и прилегающих районов. Аналогичным образом могут использоваться места размещения узлов связи, оборудования некоторых радиосистем и т.д. Отметим, что наш подход является сугубо ориентировочным и во главу угла ставит целью предпочтительность использования обжитых мест и имеющегося на них персонала.

ШКС должны быть оборудованы:

- двухчастотной приемоизмерительной аппаратурой КНС ГЛОНАСС/GPS, определяющей первичные навигационные параметры (ПД и ПС) по всем "видимым" КА;
- вычислительными средствами;
- средствами или источниками поступления метеоинформации;
- средствами связи и передачи данных.

В качестве упрощенного примера ШКС может рассматриваться разработанная в Российском НИИ космического приборостроения (РНИИ КП) 24-канальная станция мониторинга радионавигационных полей ГЛОНАСС и GPS и определения дифференциальных поправок.

Оборудование ШКС должно включать средства связи и передачи данных, вычислительные средства (средства обработки данных) и средства индикации, контроля и управления.

Учитывая рабочие зоны ГКА систем EGNOS и MSAS, отечественные ГКА могут быть размещены в точках ~ 60-80° восточной долготы.

Таким образом, в рамках GNSS-I может быть создана отечественная ШДПС, полностью перекрывающая основную часть территории РФ.

Для обеспечения посадки ЛА на северных территориях (широты свыше 65-70°) должны использоваться ЛДПС посадки.

Реализация этих предложений позволит существенно сократить расходы РФ на оборудование трасс и аэродромов для посадки по I-й категории, а также обеспечить у нас полеты зарубежных ВС с перспективным спутниковым оборудованием.

Литература к главе 6

1. Loh R., Nii Aileen S. Wide Area Augmentation System (WAAS). Design for Growth in both National and International Environments, DSNS-96, St. Petersburg, May 1996.
2. Hansen A. The NSTB: A Stepping Stone to WAAS, GPS World, June 1998.
3. Specification Wide Area Augmentation System (WAAS), U.S. Department of Transport, Federal Aviation Administration, FAA-E-2892B, March 10, 1997.
4. Klobuchar J. Design and Characteristics of the GPS Ionospheric Time Delay Algorithm for Single Frequency Users, IEEE PLANS, Las Vegas, NV, Nov. 1986, pp. 169-176.
5. Divis D.A. WAAS Loss. Funding in Jeopardy, GPS World, Oct., 1998, p. 12
6. GPS World, March, 1999.
7. RTCA/DO-217. Minimum Aviation System Performance Standards DGNSS Instrument Approach System: Special Category I (SCAT-I), August 27, 1993.
8. Johns J.C. Enhanced Capability of GPS and its Augmentation Systems Meets Navigation Needs of the 21st Century, ICAO J., v. 52, N9, Nov. 1997

9. Walter T., Enge P., Hansen A. A Proposed Integrity Equation for WAAS MOPS, ION GPS-97 Proc., Nashville, Sept., 1997.
10. Minimum Operational Performance Standard for Global Positioning System/Wide Area Augmentation, System Airborne Equipment, RTCA Document, Number RTCA. DO-229, January 16, 1996.
11. Change No. 1 to RTCA/DO-229, RTCA Paper No.206-97/TMC-284, July 15, 1997.
12. Lorenz M., et al. WAAS MOPS Requirements – Validation Testing and Results, ION GPS-98 Proc., Nashville, Sept., 1998.
13. Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, RTCA Document Number RTCA/DO-178B, December 1, 1997.
14. Fagan J. A Static and Dynamic Analysis of the Operational GPS WAAS for Use in Precision and Non-Precision Approaches, ION GPS-98 Proc., Nashville, Sept., 1998.
15. Comp C., et al. Demonstration of WAAS Aircraft approach and Landing in Alaska, ION GPS-98 Proc., Nashville, Sept., 1998.
16. Gillen, D., et al. 746 th Test Squadron Wide Area Augmentation System (WAAS) T & E Phase I Testing, ION GPS-98 Proc., Nashville, Sept., 1998.
17. Ришар Ж. Европейская глобальная навигационная система EGNOS, Сб. Трудов 2-й Международной конференции "Планирование глобальной радионавигации", т. 2, стр. 402-412, Москва, 24-26.6.1997.
18. Steciv A., et al. Europe Pursuing a Broad Multimodal Satellite Navigation Programme as its Contribution to GNSS, ICAO J., v. 52, N9, Nov., 1997.
19. Minimum Operational Performance Standard for EGNOS/ WAAS Receiver, EUROCAE, 1998.
20. Gouni P., Job A., Design and operation of the Euridis Ranging System, Proc. DSNS-96, vol.1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 5.
21. Kelly E., Unwanted Overlay, Flight Int., 154, N4651, pp. 40-43, 1998.
22. Farnworth E., et al. Validation for Civil Aviation - User Requirements, ION GPS-98 Proc., Nashville, Sept. 1998.
23. Keiji Fukumoto, Kenji Abe. First of Several Japanese Satellites Designed for Aeronautical Use is Scheduled for Launch in 1999, ICAO J., v. 52, N9, Nov. 1997.
24. MSAS, CD-ROM, NEC and Innovative Solutions International, 1999.
25. ION Newsletter, v. 9, N3, Fall 1999.
26. Задорожный А.И., Гордиенко Н.С., Соловьев Ю.А., Столяров Г.В. Широкозонные системы EGNOS и MSAS и аэронавигационная система России. Материалы международного симпозиума "Аэронавигационная система России – проблемы и пути их решения", 30.9-2.10.98//Новости навигации, 1999, № 1 (3).

Глава 7

Региональные дифференциальные подсистемы

Региональные ДПС СРНС предназначены для навигационного обеспечения отдельных регионов континента, моря, океана. Диаметр рабочей зоны может примерно составлять от 400-500 до 2000 км. Региональные ДПС (РДПС) могут иметь в своем составе одну или несколько ККС, а также соответствующие средства передачи КИ и сигналов целостности.

7.1. РДПС Starfix

Примером РДПС являются ДПС Starfix фирмы Fugro [1, 2]. Эти подсистемы имеют дальность свыше 2000 км. Сеть таких ДПС образована 60 наземными ККС и четырьмя КА Инмарсат (INMARSAT) и охватывает многие районы всех континентов за исключением части Африки и Азии (Россия), а также акватории прилегающих морей и океанов. Заявленная точность местоопределения (с вероятностью 0,95) 1-2 м на дальностях до 1000 км и 3 м на удалениях, превышающих 2000 км. Приведем некоторые характеристики канала передачи корректирующей информации системы Starfix [3]. Канал INMARSAT работает на частоте ≈ 1600 МГц, скорость передачи 600, 1200, 2400 бод, надежность линий 0,9997, вероятность искажения бита $1 \cdot 10^{-5}$. Формат данных находится в соответствии со стандартом RTCM-104 версии 2.0 (см. гл. 8). Для системы Starfix используются сообщения 1, 3, 16 типов (дифференциальные поправки, параметры ККС и специальное сообщение стандарта RTCM-104). Время подготовки сообщения типа 1 менее 4 с.

7.2. РДПС SkyFix

Региональная дифференциальная система SkyFix фирмы Racal Survey Limited также охватывает все основные районы мира, в которых ведутся наиболее активные процессы добычи, использования, наблюдения и исследования природных ресурсов [4, 5]. Передача дифференциальных поправок также осуществляется с использованием ГКА Инмарсат. Принимая сигналы GPS, SkyFix обеспечивает точность порядка 3 м и лучше в широкой области, а также лучше 1 м при использовании нескольких ККС. Для обеспечения на этом уровне надежного местоопределения важно также иметь средства наблюдения за функционированием элементов системы, контроля характеристик и целостности. SkyFix реализует эти функции, и данные о любом отказе GPS быстро становятся известными потребителю. Фирма Racal Survey арендует каналы 4-х ГКА Инмарсат. Предполагается, что сеть ККС будет насчитывать около

60 станций, разбросанных по всему миру. Система SkyFix должна использовать не только сигналы GPS, но и ГЛОНАСС [4].

Достижимая точность РДПС SkyFix при использовании обеих систем иллюстрируется результатами экспериментальных работ [4]. В ней показана возможность определения геоцентрических координат по системе ГЛОНАСС для потребителя в г. Лидсе (Англия) и ККС вблизи г. Абердин (Шотландия) с точностью (СКО) 3,4-7,9 м, по СРНС ГЛОНАСС и GPS – с точностью 3-7,4 м и по системе GPS – с точностью 2,5-4,4 м; при этом задержки в передаче КИ составляли от 5 до 70 с (для GPS – в среднем 20 с, для ГЛОНАСС – 17 с). Несколько худшие характеристики точности использования СРНС ГЛОНАСС авторами объясняются недостаточной калибровкой соответствующих радиоканалов.

7.3. РДПС Eurofix

Важным проектом, в соответствии с которым проводится активная работа европейских и российских специалистов, является проект Eurofix (Еврофикс) создания региональных спутниковых ДПС на основе использования передающих станций радиотехнических систем дальней радионавигации (РСДН) Лоран-С/Чайка в качестве средств передачи корректирующей информации подсистем ГЛОНАСС/GPS [6-9].

Отмечается ряд преимуществ системы Eurofix перед другими вариантами создания РДПС:

- реализация на основе уже существующей структуры;
- охват большой площади при сравнительно невысоких затратах;
- обеспечение улучшенной работоспособности и доступности канала передачи данных в городских и горных районах;
- обеспечение резервирования при отказе работы систем Лоран-С/Чайка или ГЛОНАСС/GPS.

Сверхточные определения места по СРНС могут использоваться для калибровки показаний РСДН и компенсации погрешностей, обусловленных особенностями распространения радиоволн. В свою очередь, данные Лоран-С/Чайка могут использоваться для контроля целостности СРНС.

Станции Лоран-С/Чайка работают в длинноволновом диапазоне радиоволн на частоте 100 кГц. Радиус действия системы с одной станцией порядка 1000 км.

Предварительные оценки [6] показали, что линии передачи данных (ЛПД) на основе станций РСДН могут обеспечить эффективную скорость передачи данных от 15 до 30 бит/с. Поэтому, как показано в [6], возможно дополнение РДПС Eurofix функцией использования ГЛОНАСС. При этом целесообразно применять асинхронный DGPS/ДГЛОНАСС формат данных. В соответствии с этим форматом сообщение о поправках для одного КА имеет длину 45 бит [7].

Последние проработки основаны на том, что дифференциальные поправки и сигналы контроля целостности формируются на ККС в виде сообщения RTCM типа 9. Они затем кодируются и модулируют сигнал передатчика РСДН. Используется импульсно-фазовая модуляция. Модулируются только 6 последних импульсов группы (из 8 импульсов). Расчеты показывают, что влияние этой модуляции на работу стандартных приемников РСДН невелико, поскольку эффективное ослабление сигнала составляет не более 0,79 дБ [9].

Учитывается возможность влияния в этом канале ряда помех: атмосферных шумов, непрерывных помех типа "немодулированной несущей" и перекрестных помех и т.д. Поэтому для повышения помехоустойчивости применяются контроль четности и корректирующие

коды Рида-Соломона. В результате скорость передачи данных колеблется в диапазоне от 70 до 175 бит/с. В приемнике РСДН сообщение должно демодулироваться, декодироваться и передаваться в приемник СРНС для последующего использования при компенсации квазисистематических погрешностей и ошибок селективного доступа GPS.

Как показано в [7], точность определения координат такой РДПС может составить 5 м.

В работе [9] приводятся результаты исследования технологии Еврофикс применительно к европейской сети системы (РСДН) Чайка. ККС была создана специалистами Нидерландов и России, установлена и сопряжена с аппаратурой ведущей станции (г. Брянск). Исследования проводились в Минске (удаление от ККС 495 км) в период с 13 по 16 апреля 1999 г. и в районе г. Симферополь (удаление от ККС 937 км) в период с 19 по 21 апреля 1999 г. Отмечается, что измерения проводились в сложной помеховой обстановке, когда в Минске имели место промышленные, сетевые и синхронные импульсные помехи, а в Симферополе – сетевые и периодические помехи сложного спектра. Полученные результаты подтвердили высокую эффективность технологии Еврофикс; при этом погрешности местоопределения составили (2 СКО): 3,37 м на удалениях порядка 1000 км и 2,48 м на удалениях порядка 500 км от ККС.

7.4. Другие проекты РДПС

Другим примером служат Средневосточные региональные ДПС [10], охватывающие зоны Персидского залива, Красного и Средиземного морей, Суэцкого канала и Гибралтара, по которым проходят важнейшие пути транспортировки нефти из Среднего и Ближнего Востока в Европу.

Добавим также планируемую национальную сеть РДПС США. Планы создания национальной дифференциальной подсистемы GPS (NDGPS) стали частью закона о развитии транспорта на 1998 г., одобренного Конгрессом США и преодолевшим вето Президента осенью 1997 г. [11].

Система основывается на трех сетях стационарных радиостанций, находящихся в резерве ВВС. Система должна дополнять сеть дифференциальных подсистем Береговой охраны, использующую всенаправленные радиомаяки.

NDGPS разрабатывается с целью достижения точности местоопределения 1-3 м посредством передачи сигналов дифференциальных поправок на частоте 300 кГц и учета их в аппаратуре потребителя.

Ассигнования 1998 года были первыми в предполагаемом трехлетнем проекте, имеющем целью добавить 59 станций к уже существующей сети Береговой охраны. Завершение проекта планируется в конце 2000 г.

Предполагается охватить по крайней мере двумя станциями каждую пару граничащих друг с другом континентальных штатов и одной станцией – большую часть территории Аляски.

Инициатива в проведении этих работ исходит из таких организаций, как Федеральная администрация высокоскоростного транспорта, Федеральная железнодорожная администрация и Агентство по точному управлению (positive control) поездками. В настоящее время работы по NDGPS продолжаются.

В работах [12, 13] освещены усилия специалистов Канады по созданию и совершенствованию региональной сети ДПС (RADGPS) за счет более тщательного учета ошибок, обусловленных особенностями распространения радиоволн в ионосфере. Этот учет осуществляется на основе данных сети наблюдений сигналов GPS, имеющей наименование Western Canada Deformation Array (WCDA). Используя в качестве основных фазовые измерения, сеть обеспечивает в необходимых случаях дециметровую и даже сантиметровую точность опре-

деления места. Сеть WCDA расположена на юго-западе Британской Колумбии и работает под управлением Тихоокеанского Центра наук о Земле Службы геологических исследований Канады в интересах обеспечения наблюдений за состоянием земной коры.

В работе [14] предусмотрено создание отечественных РДПС. С этой целью проведен ряд глубоких технических проработок.

Так, в РНИИ КП разработана 16-канальная станция мониторинга радионавигационных полей ГЛОНАСС и GPS и определения дифференциальных поправок [15].

Станция предназначена для решения следующих задач:

- непрерывного слежения за всеми "видимыми" КА ГЛОНАСС и GPS с сохранением в памяти компьютера всей полученной приемниками измерительной и другой цифровой информации;
- непрерывного проведения в реальном времени навигационных определений по созвездиям только КА ГЛОНАСС, только КА GPS и КА ГЛОНАСС и GPS;
- анализа составляющих погрешностей навигационных определений;
- контроля качества передаваемых КА навигационных радиосигналов и навигационных сообщений и контроля целостности;
- формирования дифференциальных поправок к навигационным радиосигналам "визируемых" КА и признаков исправности этих КА.

В составе станции находятся: антенно-усилительный модуль; четыре четырехканальных приемных устройства ГЛОНАСС/GPS; четыре цифровых сигнальных процессора DSP-25U; компьютер обработки данных IBM PC 486.

Одноплатный сигнальный процессор (СП) DSP-25U выполнен на базе микропроцессора TMS 320C25. Станция сопряжена с внешним стандартом частоты 5 МГц и подключена к внешнему источнику постоянного тока напряжением 27 В.

Приемное устройство состоит из блоков аналоговой и цифровой обработки сигналов, управления каналами, стабилизации напряжения и частоты, вторичного источника питания.

Функционирование ККС предполагается в автономном режиме, для чего предусмотрены телеметрирование приемного устройства в реальном времени и запись поступающей информации, а также предусмотрена работа под наблюдением оператора.

Спирально-полосковая широкополосная антенна позволяет принимать сигналы GPS и ГЛОНАСС в зоне обзора $\pm 85^\circ$ относительно вертикали.

СП DSP-25U управляется работой приемных устройств; платы DSP-25U вставлены в свободные слоты IBM PC 486.

Программное обеспечение (ПО) ККС включает:

- ПО СП DSP-25U, управляющее аппаратной частью приемника и цифровой обработкой сигналов;
- ПО управляющего компьютера, предназначенное для управления СП, предварительной обработки и накопления данных измерений и навигационных сообщений КА и формирования дифференциальных поправок;
- ПО обработки, анализа и графического представления данных телеметрии (уровней сигналов и шумов в каналах приема, времени поиска сигналов и т.д.), расчетных дальностей и скоростей (по фазе и коду), их разностей с измеренными значениями (невязок), погрешностей ежесекундных и усредненных навигационных определений плановых координат и высоты с анализом геометрии созвездий.

Данные управляющего компьютера могут передаваться по интерфейсу RS-232 в другой компьютер или в ЛПД. Стандартный интерфейс ККС позволяет через линии связи объединить несколько таких станций в единую сеть с взаимным обменом информацией внутри сети. Совместная обработка информации, полученной на различных ККС сети, позволяет уменьшить зависимость точности поправок от удаления потребителя от ККС в регионе, охватываемом сетью.

Этим вопросам посвящена, в частности, работа [16]. Ее авторы показали, что предложенные алгоритмы обработки с помощью метода наименьших квадратов оценок погрешностей всех ККС позволяют существенно (примерно в 2 раза для уровня 5 м) расширить зону повышенной точности. Существенный выигрыш также обнаружен "в дальних зонах на удалениях свыше 1000 км от ближайшей ККС в то время, как в ближних зонах (до 200 км) повышения точности практически не наблюдается". Результаты получены с помощью полунатурного моделирования погрешностей радионавигационного поля в регионе Охотского моря. Аналогичный подход использовался в работе [17], в которой исследовался расчет обобщенных поправок для района 500 на 500 км с тремя ККС. При этом утверждается, что ошибки координатно-временного обеспечения НКА и погрешности, обусловленные особенностями распространения радиоволн, снижаются до уровня нескольких дециметров.

Литература к главе 7

1. Orpen Ole. Recent Developments in the Fugro Starfix DGPS Service, Proc. of DSNS-96, vol.1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 33.
2. Starfix Global Coverage - 2000 km Range. Рекламный проспект фирмы Fugro, 1996.
3. Starfix DGPS Virtual Base Station. Рекламный проспект фирмы Fugro, 1996.
4. Walsh D., Capaccio S., et al. Real Time Differential Positioning Using GPS and GLONASS, Proc. of DSNS- 96, Add. vol., St. Petersburg, May 1996, Paper № 11.
5. Ashkenazi V., et al. High Precision Wide Area DGPS, Proc. of DSNS- 96, v. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 8.
6. Offermans G., Zaaijer M., Meijer M. Evaluation of DGNSS Datalinks for Cat-III Landings, Proc. of DSNS-96, vol.1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 13
7. Van Willigen, D., Offermans G., et al. Eurofix: GNSS Augmented Loran-C&Loran-C Augmented GNSS, Proc. of the 1995 Nat. Tech. Meeting of the Inst. of Navigation., Anaheim, CA, Jan. 18-20, 1995.
8. Andersen. J. A Prototype Loran Augmented GPS, Proc. of the 1995 Nat. Tech. Meeting of the Inst. of Navigation., Anaheim, CA, Jan. 18-20, 1995.
9. Никулин Ю.М. Создание дифференциальной системы Еврофикс – реализация концепции интеграции спутниковых и наземных средств радионавигации//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1999, №2 (4).
10. El-Sadawy H. The Middle East Regional DGPS Networks, or Wide Area Augmentation System, Proc. of DSNS-96, v. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper № 59.
11. GPS World Newsletter, Nov. 7, 1997.
12. Zuofa Li, Yang Gao. Ionosphere Effect and Modeling for Regional Area Differential GPS Network, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.

13. Zuofa Li, Yang Gao. Improving Ambiguity Resolution for a Regional Area DGPS System Using Multiple Days of Data, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
14. Милов Ю.Г., и др. Концепция создания дифференциальной подсистемы космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, Сб. Трудов 2-й Международной конференции "Планирование глобальной радионавигации", Москва, т. 2, стр. 402-412, 24-26.6.1997.
15. Салищев В.А., Дворкин В.В., Виноградов А.А., Букреев А.М. Станция мониторинга радионавигационных полей систем ГЛОНАСС-GPS и определения дифференциальных поправок//Радиотехника. Радиосистемы. Радионавигационные системы и навигационные комплексы. 1996, №1, стр. 89-93.
16. Кульнев В.В., Куликов В.Ю. Обработка информации от нескольких контрольно-корректирующих станций при реализации дифференциального режима ГЛОНАСС и GPS//Радиотехника. Радиосистемы. Радионавигационные системы и навигационные комплексы. 1998, №9, стр. 71-78.
17. Xin-Xiang Jin, et al. Improvement of DGPS in Medium Areas by Using a Network of DGPS Reference Stations, Proc. of DSNS-96, vol. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 34.

Глава 8

Локальные дифференциальные подсистемы

Локальные ДПС СРНС имеют максимальные дальности действия от ККС до 50-200 км. ЛДПС чаще всего включают одну контрольно-корректирующую станцию (ККС), аппаратуру управления и контроля (в том числе, контроля целостности) и средства передачи данных.

К настоящему времени определились три основных класса ЛДПС:

- морские ЛДПС для обеспечения мореплавания в проливных зонах, узкостях и акваториях портов и гаваней в соответствии с требованиями ИМО;
- авиационные ЛДПС для обеспечения захода на посадку и посадки ВС по категориям ИКАО;
- ЛДПС для геодезических, землемерных и других специальных работ [1].

8.1. Морские ЛДПС

Морские ЛДПС, использующие в качестве средств линий передачи данных (ЛПД) всенаправленные средневолновые радиомаяки (РМ) с дальностью до 200 км, размещены, в частности, в США (практически по всему побережью), по периметру о. Исландия [2], по побережью Италии [3] и в других странах Европы. 12 радиомаяков размещено вдоль побережья Австралии. Отмечается также их размещение в Китае, Индии, Южной Африке, Великобритании, Канаде и в ряде других мест. Отметим, что к середине 1998 г. насчитывалось 187 таких радиомаяков в 28 странах мира.

Предполагается [4], что сеть таких ЛДПС, работающих по системам ГЛОНАСС и GPS, будет охватывать также все побережье России и акватории прилегающих морей. В настоящее время отдельные средства проходят предварительную проверку на Балтике.

Точность (с вероятностью более 0,95) определения координат при совместном использовании ГЛОНАСС и GPS составит от 2 до 4,5 м. Надежность обслуживания и доступность составят соответственно более 0,9997 и 0,998 при времени предупреждения об отказе лучше 10 с [5].

Российским институтом радионавигации и времени создана ККС "Зверь-М" для упомянутых выше морских ЛДПС, работающая по ГЛОНАСС и GPS [1]. Аналогичная ККС разработана на Украине НИИ "Квант" (г. Киев) и заводом "Оризон" (г. Смела). Такие ККС рассчитывают по данным приемников сигналов ГЛОНАСС и GPS поправки, преобразуют их в стандартные сообщения (в соответствии со стандартом RTCM SC-104) и подают их на модулятор передатчика-радиомаяка [5].

Для морских ЛДПС самым экономичным решением, как уже отмечалось, является использование в качестве ЛПД всенаправленных средневолновых радиомаяков, работающих в диапазоне от 283,5 до 325 кГц. При этом применяется манипуляция с минимальным фазовым сдвигом (MSK). Возможная скорость передачи данных от 25 до 100 бит/с. В случае передачи

поправок для ГЛОНАСС скорость передачи составляет 25 бит/с, при работе с GPS без селективного доступа и с селективным доступом скорости передачи составляют соответственно 50 и 100 бит/с. Такая манипуляция не мешает выполнению основной задачи РМ – определению направления.

Для помехоустойчивого кодирования используются корректирующие коды Рида-Соломона. Основным недостатком, тем не менее, выбранной ЛПД является ее подверженность помехам, например, из-за разрядов статического электричества в осадках (дождь, снег и т.д.) [1].

Корректирующая информация морских ЛДПС передается в соответствии с общепринятым стандартом RTCM SC-104, разработанным первоначально для GPS Специальным комитетом 104 Радиотехнической комиссии по мореплаванию США и поддержанном МАМС (Международной Ассоциацией маячных служб).

Версия 2.2 этого стандарта создана, чтобы учесть и использование дифференциального режима ГЛОНАСС [1, 5]. Последующее изложение основано на этом материале.

Формат RTCM SC-104 предусматривает использование 30-битовых слов; из них 24 бита являются информационными, следующие за ними 6 бит – "контрольные". Каждое сообщение имеет заголовок из двух слов, следующие за ним слова передаваемых данных специфичны для каждого конкретного типа сообщения.

Поправки и неоперативная вспомогательная информация передаются в качестве непрерывного потока сообщений, состоящих из отдельных информационных кадров. Одно сообщение включает N+2 слова.

Сообщения с данными ГЛОНАСС сгруппированы в блок из 7 типов (табл. 8.1).

Таблица 8.1. Основные сообщения ЛДПС СРНС ГЛОНАСС/GPS

Номер типа сообщения GPS	Наименование	Номер типа сообщения ГЛОНАСС
1	Поправки GNSS (для всех "видимых" КА)	31
3	Параметры ККС	32
5	Исправность созвездия	33
6	Нуль-кадр	34 (N=0 или 1)
7	Альманахи РМ*	35
9	Подгруппа "быстрых" поправок GNSS (взамен типов 1 или 31)	34 (N>1)
16	Специальное сообщение	36

* РМ – радиомаяк

Формат и содержание сообщений о поправках ГЛОНАСС идентичны формату и содержанию соответствующих сообщений GPS.

Однако имеются некоторые отличия, связанные с несколько иной структурой координат и временной шкалы ГЛОНАСС, а также с содержанием информационных кадров навигационного сообщения ГЛОНАСС.

Имеются также отличия в заголовках сообщений. Сообщение 31 (N>1) содержит корректирующие поправки для всех "видимых" КА. В отличие от сообщения 31 сообщение 34 содержит поправки лишь для подгруппы из этих "видимых" КА, общим числом не более 9.

Сообщение 32 содержит информацию о координатах ККС в системе ПЗ-90. Формат и содержание этого сообщения идентичны сообщению 3 для GPS, но координаты в сообщении 3 представлены в системе WGS-84.

Сообщение 34 ($T=0$ или 1) используется для вспомогательных целей (обеспечения непрерывности передачи); например, когда ККС не готова послать другую информацию, для синхронизации в некоторых специфических случаях и т.д.

Сообщение 35 предусмотрено для РМ, передающих поправки для ГЛОНАСС, и содержит информацию о местонахождении, частоте несущей и зоне действия РМ. Оно используется для того, чтобы облегчить восприятие сигнала РМ потребителем.

Координаты РМ передаются в системе координат ПЗ-90. Каждый РМ передает также информацию о двух или трех близлежащих РМ сети.

Зона действия РМ характеризуется расстоянием от РМ, на котором отношение сигнал/помеха в полосе сигнала превышает 7 дБ в 99,9 процентах времени данного сезона. РМ идентифицируется в соответствии с положениями МАМС.

Сообщение типа 36 идентично сообщению типа 16, но информация о безопасности навигации будет передаваться как на русском, так и на английском языках.

Частота передачи сообщений различных типов характеризуется табл. 8.2.

Таблица 8.2. Частота передачи сообщений ЛДПС ГЛОНАСС/GPS

Номер сообщения	Частота
9 (1)	Передается настолько часто, насколько возможно; примерно каждые 15-20 с
3	Дважды в час (по истечении каждой 15-й и 45-й минуты)
5	Передается в 5-ю минуту каждого часа и через каждые 15 мин. после
6	Передается по мере необходимости
7	Передается в 7-ю минуту каждого часа и каждые 15 мин. после
16	Передается в случае необходимости
34/(31)	Передается каждые 50-60 с
32	Передается дважды в час (в 16-ю и 45-ю мин. каждого часа)
33	Передается в 6-ю минуту каждого часа и затем каждые 15 мин.
34	$N=0$ или 1. Передается по мере необходимости
35	Передается в 8-ю минуту каждого часа
36	Передается по мере необходимости

В случае кратковременного отсутствия поправок для любой системы и информации об отказе ККС и РМ будет передаваться сообщение типа 6 (34) ($N<2$) или сообщение 16 (36) с указанием вида отказа в заголовке.

Одновременно информация об отказе РМ и ККС будет передаваться близлежащим РМ посредством сообщений типа 7 (35). В результате время между обнаружением отказа и передачей предупреждения о нем не превысит 10 с, что соответствует [1].

8.2. Авиационные ЛДПС

К настоящему времени разработано несколько типов авиационных ЛДПС посадки (спутниковых систем посадки). Эти системы отличаются несколькими достоинствами:

- сравнительно небольшой состав оборудования позволяет снизить издержки при улучшенных операциях в сложных метеоусловиях;
- позволяют в условиях I-й и потенциально более сложных категорий обеспечить возможность работы для начальных участков всех ВПП со стороны захода на посадку,

располагающихся в радиусе 55 км, что делает эту систему экономически более эффективной, чем другие средства, которые предназначены для одной ВПП;

- позволяют оборудовать местные авиалинии;
- отличаются гибкостью, позволяющей реализовать траектории захода с переменной геометрией, минимизирующие время полета и обеспечивающие борьбу с помехами;
- в системах реализуются современные принципы проектирования, обеспечивающие контроль состояния аппаратуры и ускорение ремонтных работ.

В качестве одного из примеров авиационной ЛДПС можно привести системы D920/D930 фирмы DASA (ФРГ) [6, 7], работающие по GPS. Аппаратура D920 сертифицирована в соответствии со специальной категорией I, система D930 в состоянии удовлетворить требованиям I-й и II-категорий ИКАО. Радиус действия этих систем до 37 км.

Система D920 включает ККС с монитором СРНС, УКВ ЛПД с монитором (стандарт RTCA/DO-217 [8]), а также общий монитор для контроля и управления.

Система имеет отказоустойчивую конструкцию и сертифицирована для критических ситуаций по соответствующим стандартам. Программное обеспечение сертифицировано по требованиям RTCA/DO-178B.

Для того, чтобы удовлетворить жестким требованиям посадки самолетов, ЛДПС имеет в своем составе монитор целостности со следующими функциями:

- обнаружение и исключение аномальных сигналов и ошибок, влияющих на измерительные каналы;
- аттестация дифференциальных ошибок определения дальности потребителя посредством сравнения некоррелированных показаний приемников;
- обнаружение и исключение перескоков фазы при слежении за фазой несущей;
- контроль передаваемых сообщений перед и после их излучения в эфир.

Общие характеристики системы D920 следующие: частота выдачи поправок 1-4 Гц, целостность $1-3 \times 10^{-8}$, доступность 0,98, непрерывность $1-3,8 \times 10^{-5}$, точность (СКО) лучше 1,1 м. Имеется встроенный контроль, осуществляется автономное функционирование с теленаблюдением, а также взаимодействие со службами УВД.

Другими яркими примерами являются системы SLS-1000 и SLS-2000, разработанные фирмами Honeywell и Pelorus. Состав оборудования обеих систем аналогичен составу D920/D930. Система SLS-1000 имеет средства самопроверки, которые при возникновении отказа оповещают об этом потребителей (операторов УВД и самолеты в зоне действия). Система SLS-2000 представляет собой отказоустойчивую конструкцию, которая продолжает выполнять свои функции при отказах отдельных блоков в то время, когда могут осуществляться мероприятия по ремонту техники.

В табл. 8.3 приведены требуемые и реализуемые характеристики этих систем.

В работе [10] приведены результаты экспериментальных исследований демонстрационного варианта (демоверсия) SLS-2000, использующего сигнал GPS с P(Y)-кодом. Проведены исследования характеристик двух режимов захода на посадку: использующего только сигнал с P(Y)-кодом на ККС и на борту самолета-лаборатории Боинг-707 и режима, использующего имитацию сигнала с C/A-кодом на ККС и сигнал с P(Y)-кодом в бортовой аппаратуре GPS. Последний режим позволяет оценить предварительные характеристики использования военной авиацией гражданских аэродромов, ЛДПС которых работают по сигналу с C/A-кодом.

Демоверсия ЛДПС состоит из трех вынесенных приемных блоков СРНС (Trimble "Force-12") и части SLS-2000, состоящей из трехканального оборудования вычисления дифференциальных поправок и двух передатчиков корректирующих сообщений. Три канала об-

работки измерений позволяют за счет совместной обработки, включающей контроль, повысить точность и надежность поправок.

Таблица 8.3. Требования к точному заходу на посадку и их реализация

Параметры	Стандарт RTCA/DO-217	SLS-1000, SLS-2000
Точность (СКО) определения псевдодальности, м	1,1	менее 0,9
Целостность	3*E-8/заход	1*E-8/заход
Непрерывность	3,8*E-5/заход	1,15*E-7/заход
Эксплуатационная доступность, %	98	99
Время задержки сигнала оповещения, с	<3,0	<1,0
Время захвата, с	300	75
Критичность программного обеспечения	RTCA/DO-178В уровень В	RTCA/DO-178В уровень В
Дальность действия ЛПД, км	≥ 37	37... 55
Периодичность сигналов дифференциальных коррекций, с	3,0	0,5
Вид модуляции	фазовая манипуляция D8PSK согласно RTCA/DO-217, приложение F, изменение 1	фазовая манипуляция D8PSK согласно RTCA/DO-217, приложение F, изменение 1
Вид сообщения	RTCA/DO-217, приложение А, тип 1	RTCA/DO-217, приложение А, тип 1 и 4

На борту использовалась 12-канальная автономная аппаратура GPS Trimble "Force-12", а также сильносвязанная спутниково-инерциальная система EGI на базе БИНС Honeywell H764G и 5-канального приемного модуля Collins GEM-III.

В качестве эталонных контрольных средств на земле и на борту использовалась прецизионная аппаратура GPS Trimble 4000 SSI.

Проведенные исследования подтвердили удовлетворение точностных требований к обеспечению посадки по I-й категории во всех режимах (СКО определения высоты находились в пределах от 0,5 до 1,5 м), а также возможность использования гражданских ЛДПС военными самолетами с приемниками, работающими с сигналом GPS с кодом P(Y). Полученные данные не выявили преимуществ сигнала с кодом P(Y) перед сигналом с C/A-кодом при работе в условиях слабой многолучевости.

В течение 24 заходов проведена летная оценка точного захода на посадку по данным ЛДПС до высоты 60 м. Для сравнения использовались данные инструментальной системы посадки ИЛС. Оценка летного состава возможностей ЛДПС оказалась вполне положительной и близкой к оценке, которая давалась при использовании ИЛС.

В работе [11] приведены результаты летных исследований и оценки альтернативной ЛДПС посадки самолетов, характеристики которой должны удовлетворять требованиям посадки по II-й и даже по III-й категорий. Эта ЛДПС разработки Стэнфордского университета использует кодовые и фазовые измерения сигналов НКА GPS и сигналов псевдоспутников (псевдолитов – ПЛ), размещаемых перед торцом ВПП (для каждого направления захода на посадку). Кодовые и фазовые измерения наземной контрольной станции передаются на борт в реальном времени. Использование на борту собственных кодовых и фазовых измерений

(НКА и псевдоспутников, рис. 8.1) совместно с дополнительными измерениями наземной ККС позволяет успешно решить проблему многозначности фазовых отсчетов и реализовать их потенциально более высокую точность. Дополнительным важным фактором, существенно способствующим повышению точности определения высоты, является использование ПЛ. В этом случае существенно улучшается наблюдаемость системы благодаря быстрому изменению направления линии "ПЛ-самолет". Обобщенные результаты оценки точности в боковом канале и при определении высоты приведены в табл. 8.4.

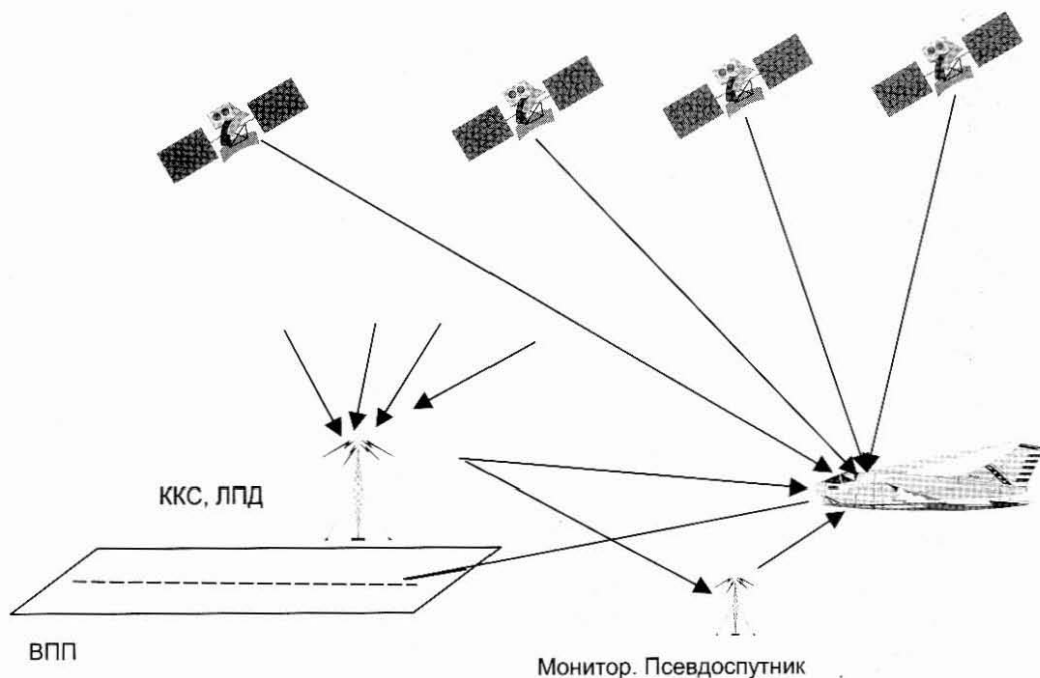


Рис. 8.1. Локальная дифференциальная подсистема посадки

Таблица 8.4. Обобщенные результаты исследований

Параметр ошибки, м	Канал	Реальное время	После обработки с учетом уточненных статистик; используются только НКА	После обработки с учетом уточненных статистик; используются НКА+ПЛ
Смещение	Боковой	-0,03	-0,03	-0,05
Смещение	Высоты	-0,22	-0,40	-0,12
СКО	Боковой	0,18	0,18	0,19
СКО	Высоты	0,26	0,32	0,17
$ \text{Смещение} + 2 \cdot \text{СКО}$	Боковой	0,40	0,39	0,43
$ \text{Смещение} + 2 \cdot \text{СКО}$	Высоты	0,74	1,05	0,46

Из таблицы видно, что ошибки в боковом канале существенно ниже требуемых, а погрешность определения высоты в реальном времени на уровне 95% ($|\text{Смещение}| + 2 \cdot \text{СКО}$), равная 0,74 м, хотя и близка, но все же несколько превосходит требуемые для III-й категории значения 0,4...0,6 м (см. раздел "Требования..."). После уточнения на основе собранных данных дисперсии ошибок измерений по сигналам ПЛ и использования уточненного значения при повторной обработке измерений выявлены возможности существенного снижения высотной погрешности (до уровня 0,46 м). Таким образом этот вариант ЛДПС позволяет достичь характеристик, соответствующих точностным требованиям для III-й категории ИКАО.

Осуществлены также предварительные оценки вертикального и горизонтального защитных порогов для реализации функции контроля целостности, осуществляемого с помощью алгоритмов [12].

Исследованию принципов построения ЛДПС для посадки самолетов с передачей поправок по навигационному каналу псевдоспутника ГЛОНАСС посвящена работа [13]. Описана структура сигнала и сформулированы требования к самолетной аппаратуре.

В работе [14] приведены результаты оценки, проведенной специалистами фирмы Hughes, другого прототипа ЛДПС для обеспечения посадки по III-й категории ИКАО. Наземное оборудование этой системы состоит из 4-х опорных станций, имеющих приемники GPS и специальные антенны для подавления многолучевости, компьютер для обработки измерений от опорных станций с повышенной точностью и оборудование ЛПД для передачи корректирующей информации. Проведены летные испытания в аэропортах Филадельфии, Фербенкса, Колд Бей и Миннеаполиса. На борту самолетов Боинг-727 и Фалкон-20 находились приемники Novatel Millennium GPS. Обработка измерений показала, что на высоте 30 м принятия решения на посадку точность (95%) в боковом канале составила 0,39 м, а в канале определения высота – 0,85 м, что также приближается к требуемым для III-й категории характеристикам.

В работе [15] приведены результаты синтеза и верификации алгоритмов контроля целостности ЛДПС посадки с упором на контроль наземного оборудования. Вычисляются горизонтальный и вертикальный защитные уровни, которые сравниваются с соответствующими порогами тревоги.

В работе [16] описан имитатор, позволяющий производить проверку и верификацию бортового оборудования ЛДПС посадки и оценку работы пилотов. Имитатор размещается в 30 м от тестируемого самолета и состоит из приемника сигналов ЛДПС и НКА, средств обработки информации и моделирования, а также передатчика, который передает "подыгрывающие" сообщения для бортового оборудования ЛДПС в соответствии со стандартом, принятым для ЛПД ЛДПС, но на частоте, отличной от используемой данной ЛДПС. При этом имитируются полет самолета, нарушения целостности СРНС и ЛДПС, проверяются прерывания, выдаются сигналы тревоги и создаются возможности для проверки реакций летного состава в различных ситуациях.

В работе [17] приводятся результаты оценки улучшения характеристик ЛДПС посадки при использовании помимо сигналов GPS также и сигналов ГЛОНАСС. Основное внимание уделяется вопросам повышения доступности системы. Проведенными расчетами, учитывающими основные особенности ГЛОНАСС, показывается, что даже при орбитальной группировке из 12 НКА ГЛОНАСС доступность СРНС в целом возрастает до уровня, превосходящего 0,999.

В [18] исследуются вопросы доступности ЛДПС при различных составах орбитальной группировки GPS (24, 30 и 48 НКА), при дополнительном использовании ГЛОНАСС, геостационарных и среднеорбитальных КА других возможных систем, а также при использовании псевдоспутников. Учитываются возможные характеристики отказов КА и выводов их из работы, а также последующего восстановления.

В [19] рассматриваются вопросы использования ЛДПС для решения задач навигации при полете по маршруту и в терминальных зонах в противовес существующим планам использования для этих задач ШДПС (WAAS, EGNOS, MSAS). Оценивается количество ЛДПС для покрытия регионов континента США, Австралии и Южной Америки.

Позиция ИКАО относительно формата сообщений и радиоканала для авиационных ЛДПС нашла отражение в SARPS по GNSS 1999 г., в котором учитывается стандарт RTCA/DO-217 по минимальным характеристикам авиационных систем [8], подготовленный Радиотехнической комиссией по авиации США.

В соответствии с этим стандартом разработан ряд конкретных и описанных выше систем [6, 7, 9], которые прошли испытания. Их предполагается использовать для обеспечения полетов гражданской авиации.

Соответствующая ЛПД использует УКВ диапазон частот 112-118 МГц. Формат общего сообщения ЛПД включает: служебную последовательность; информационный массив; корректирующую кодовую последовательность (FEC – Forward Error Correction) и вспомогательные символы.

Передаваемое частное сообщение о поправках содержит, например: идентификатор блока сообщения – 8 бит; идентификатор ККС – 24 бита; резервное слово – 2 бита; тип сообщения – 6 бит; длину сообщения – 8 бит; модифицированный Z-отсчет – 13 бит; ошибку ускорения – 3 бита; номера КА – 6 бит; поправки псевдодальностей – 16 бит на 1 ПД; возраст данных – 8 бит; поправки псевдоскоростей – 12 бит на 1 ПС; ошибки дифференциальных дальностей пользователя – 6 бит на 1 дальность; кодовую корректирующую группу – 24 бита.

При 12 КА общий размер такого сообщения составит 664 бита.

Используется относительная фазовая модуляция несущей со сдвигом по фазе на $\pi/4$ (всего 8 положений). При этом один символ передаваемой информации представляется одним сдвигом фазы, чему соответствует двоичное число из 3-х бит (код Грея). Например, 001 соответствует 1 и фазовому сдвигу $\pi/4$ и т.д.

Служебная последовательность (85 бит) позволяет бортовому приемнику правильно демодулировать сообщение. В передатчике она способствует стабилизации уровня мощности, синхронизации, содержит резервный символ, информацию о длине сообщения и корректирующую группу служебной последовательности.

Служебная последовательность защищается укороченным кодом Хэмминга, способным корректировать ошибку одного бита и обнаруживать 75 из 300 возможных парных ошибок. Информационный массив (общий объем до 1776 бит) защищается укороченным кодом Рида-Соломона (225, 249 бит). Этот код способен исправлять до 3-х ошибочных символов. Он формируется из 8-битовых слов с помощью кодирующей последовательности (FEC). После кодирования сообщение подвергается скремблированию.

Все общее сообщение передается внутри интервала длительностью 500 мс. Восемь таких интервалов составляют один подкадр общего временного календаря TDMA. Скорость передачи данных 2400 бит/с.

Система, соответствующая специальной категории I (SCAT-I), внутри одного подкадра не может использовать более двух интервалов. Для обеспечения захода на посадку по категориям I, II и III может использоваться и более двух интервалов в зависимости от требований, предъявляемых этими системами.

Для создания ЛПД применительно к ЛДПС посадки по III категории рассматриваются альтернативные варианты радиоканалов.

Считается [20], что дифференциальные поправки для всех "видимых" КА должны передаваться с частотой 1 Гц, сигналы целостности и положительной идентификации – с частотой 2 Гц, и данные о состоянии ВПП – с частотой 1/20 Гц. При этом, однако, общий формат сообщения о поправках, приведенный выше, остается неизменным. Увеличивается лишь на 8 бит корректирующая кодовая группа (до 32 бит).

Предполагается также, что сообщение о целостности имеет длину до 272 бит, а сообщение о состоянии ВПП – до 1000 бит.

В то же время предполагается, что возможности ЛПД должны быть таковыми, чтобы учитывать любые изменения в формате, например, за счет включения: дифференциальных сообщений ГЛОНАСС; поправок фазы несущей; формата данных DGNSS-2 (т.е. DGNSS еще более далекого будущего).

Помимо УКВ диапазона 108-118 МГц рассматривался и диапазон MLS 5000-5250 МГц, а также модифицированный С-диапазон [20].

Отмечается, что использование УКВ диапазона, как правило, не требует размещения на самолете новых антенных устройств; однако оно требует, по сравнению с диапазоном С и диапазоном MLS, обеспечения больших отношений сигнал/помеха.

Кроме того, этот диапазон уже занят другими средствами (VOR/ILS); поэтому возможное его использование требует серьезных организационно-плановых мероприятий. Очевидно также, что использование канала MLS зависит от судьбы этой системы. Поэтому авторы [20] считают, что использование УКВ-диапазона, хотя и является на первый взгляд более привлекательным, уступает возможностям использования модифицированного С-диапазона.

Рассмотрение различных вариантов, по-видимому, будет продолжено. Свидетельством этого, в частности, является выход в свет новых нормативных документов RTCA/DO-245 (Стандарт на ЛДПС посадки по категориям I, II, IIIA, IIIB и по взаимодействию с GPS/WAAS) и RTCA/DO-246 (Интерфейсный контрольный документ, определяющий взаимоотношения ЛДПС посадки и бортового оборудования. Определяет характеристики 4-х сигналов: GNSS для ВС, GNSS для наземной станции, ЛПД и дополнительного сигнала при измерении дальности).

8.3. Геодезические и специальные ЛДПС

Важный, распространенный и весьма перспективный класс ЛДПС составляют системы геодезического обеспечения с дальностью не более 50 км и сантиметровой-дециметровой точностью [21-23]. Как правило, их использование допускает серьезную обработку измерений после того, как эти измерения проведены. Кроме того, они почти в обязательном порядке реализуют алгоритмы слежения за фазой несущей частоты сигнала. В то же время требования непрерывности, доступности и целостности для таких систем могут быть существенно ослаблены.

В [24] приводятся результаты исследования и оценки первой дифференциальной сети в Германии, которая расположена на юге Нижней Саксонии. Она имеет 5 опорных станций: Ганновер, Брауншвейг, Геттинген, Алфельд и Клаустхал-Целлерфельд (главная станция). Корректирующие поправки рассчитываются на главной станции и передаются в соответствии со стандартом RTCM SC-104 v.2.1. Используется метод дифференциальной коррекции в реальном времени. Реализуется точность привязки от нескольких сантиметров до нескольких миллиметров. Рассматриваются вопросы передачи измеряемых параметров.

В [25] рассматривается сеть в Нидерландах, состоящая из пяти опорных и одной главной станции, объединенных каналами передачи данных. Определение места потребитель осуществляет при использовании коррекций от виртуальной станции, месторасположение которой выбирается по его выбору.

Работа [26] посвящена исследованию точностных характеристик финской геодезической сети. Сеть состоит из 11-ти опорных станций, оборудованных приемниками Ashtech Z-12, и использует дифференциальный режим и передачу поправок в стандарте RTCM. Исследования показали, что обеспечиваемая точность определения места по координатам X, Y составляет $\pm 0,5$ см, а по высоте ± 1 см.

Освещению характеристик геодезической ЛДПС NDS 100MkII фирмы Серсель (Франция) посвящена работа [27]. Сообщается, что система имеет три режима: обычный, обеспечивающий субметровую точность; усовершенствованный с дециметровой точностью местоопределения; кинематический в реальном времени OTF (only-the-fly).

Для обеспечения строительства комбинированного "моста-туннеля" через пролив Оресунд, разделяющий Данию и Швецию, используется сеть пяти опорных станций и мобильная станция [28]. Применяется кинематический режим в реальном времени (RTK). Дифференциальные поправки передаются в соответствии со стандартом RTCM SC-104 v.2.1. Используется 9-канальная аппаратура GPS SR399 E, изготовленная фирмой Leica.

В [29] сообщается о разработке фирмой Pentax Corporation's GPS Division портативного приемника PS3000GPS System весом 0,5 кг, который может найти применение при оперативных работах, требующих точности не хуже 2 м (2 СКО) совместно с приемником маяка Starlink DGPS.

Там же сообщается о создании фирмой Trimble портативной аппаратуры GPS Pathfinder Pro XRS, обеспечивающей субметровую точность местоопределения для картографирования и других работ.

Имеются и весьма специфические применения ЛДПС СРНС, например, для контроля за перемещением автомашин инкассаторов банка, такси в Гетеборге [30] и т.д.

Литература к главе 8

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//ИПРЖР, Москва, 1998.
2. Thorstainsson S., Gunnarsson T, Gudmundsson G. Iceland's Network of Differential GPS Radiobeacons, Proc. of DSNS-96, Add. vol. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 61.
3. Lauro-Cetena G. DGPS for Marine Applications: Ship Performance Monitoring System around the Italian Coast, Proc. DSNS-96, vol. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 22.
4. Антаков А.В. Состояние и перспективы оборудования морей в Российской Федерации аппаратурой дифференциальных систем ГЛОНАСС/GPS на базе круговых морских радиомаяков. Труды Международной конференции "Глобальная радионавигация", Москва, 1995.
5. Filatchevkov S., Khimulin K., Chistakov V., Bazarov Y. Broadcast Standard for Russian Maritime DGPS/DGLONASS Service, Proc. of DSNS-96, vol. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 21.
6. Blomenhofer H., Mattissek A. The New DASA-NFS Ground Station Family for Use in Civil Aviation, Proc. of DSNS-96, Add. vol. 1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 17.
7. Differential GNSS for Safe and Accurate Landings, Рекламный проспект фирмы DASA, 1996.
8. RTCA/DO-217. Minimum Aviation System Performance Standards DGNSS Instrument Approach System: Special Category I (SCAT-I), August 27, 1993.
9. Спутниковая система посадки. Рекламный проспект фирмы Honeywell, Honeywell Inc., 1997.

10. Hartman R., Johnson D. Demonstration of a P(Y)-Code Differential GPS Precision Approach System, Navigation (USA), v. 45, N1, 1998.
11. Pervan B., et al. Flight Test Evaluation of an Alternative Local Area Augmentation System Architecture, Navigation (USA), v. 45, N1, 1998.
12. Pervan B., et al. A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity, Navigation (USA), v. 45, N1, 1998.
13. Косенко В.Е., и др. Основные принципы построения локальной дифференциальной станции с передачей корректирующих поправок по навигационному каналу для навигационного обеспечения самолетов при заходе на посадку. Труды Международной конференции "Глобальная радионавигация", Москва, 1997.
14. Warburton J., Lamb D. System Resources Corporation Validation of the FAA LAAS Specification Using the LAAS Test Prototype (LTP), ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
15. Liu F. Verification of the LAAS Signal-in-Space Integrity Monitoring Algorithm, ION GPS-98, Nashville, 1998.
16. Michaels J. F. A Measure of Aircraft Installed LAAS System Interface Performance Via the VHF Data Broadcast (VDB) Link Without Interconnection and Interference, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
17. Misra P., et al. Augmentation of GPS/LAAS with GLONASS: Performance Assessment, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
18. Kline P., et al. LAAS Availability Assessment: The Effects of Augmentations and Critical Satellites on Service Availability, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
19. Hartman R., Murphy T. The Case for Expanded Use of Local Area Differential GNSS for Aviation, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
20. Offermans G., Zaaier M., Meijer M. Evaluation of DGNSS Datalinks for Cat-III Landings, Proc. of DSNS-96, vol.1, St. Petersburg, May 1996, Paper № 13.
21. Кутиков В.Ю., Сошин М.П., Шебанов А.А., Шебшаевич Б.В. Перспективная аппаратура дифференциальной геодезической подсистемы спутниковых РНС "ГЛОНАСС" и GPS//Радионавигация и время, РИПВ, 1992, №1, с. 64-66.
22. Wild U., Wiget A. The automated GPS Network in Switzerland (AGNES) for Navigation and Geodesy: Concept and First Test Results, Proc. of DSNS-96, v. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper №60.
23. Doller H. An Open Cellular Concept for a RTDGPS Reference Network in Austria, Proc. of DSNS-96, v. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper № 62.
24. Sven Martin, Cord-Hinrich Jahn. High Precision Real-Time Differential Correction Network for Geodetic Applications, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
25. Van der Marel H. Virtual GPS Reference Stations in the Netherlands, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
26. Ollikainen M., Koivula H. The Finnish Permanent GPS Network-Finnet, Proc. of DSNS-96, vol. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper № 36.
27. Barboux J.P. Recent Developments in Precise and Ultra Precise DGPS Positioning, Proc. of DSNS-96, vol. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper № 37.
28. Norgard P. RTK Chain of Reference Stations for the Fixed Link Across Oresund, Proc. of DSNS-96, vol. 2, St. Petersburg, May 1996, Paper № 32.
29. GPS World, December 1998, p. 28.
30. Ekblad J. Hailing GPS: A Swedish Taxi Security System, GPS World, May 1996.

Глава 9

Навигационная аппаратура потребителей СРНС

В навигационной аппаратуре потребителей (НАП) спутниковых радионавигационных систем осуществляется прием сигналов НКА и дополнений, измерение временных задержек по кодам и фазам несущих, а также доплеровских сдвигов, определение на этой основе псевдодальностей и псевдоскоростей, ввод необходимых поправок, расчет координат, времени, составляющих скоростей и скорости ухода местной шкалы времени, а также характеристик точности навигационных определений.

Навигационные расчеты должны идти после контроля целостности сигналов СРНС по данным навигационных сообщений НКА и наряду с контролем целостности в приемнике (RAIM).

Поясним качественно существо алгоритмов RAIM. Например, в соответствии с [1] при использовании приемника GPS на воздушном судне в качестве дополнительного средства решение задачи контроля целостности и обнаружение отказа должно обеспечить на различных этапах полета выполнение следующих требований, приведенных в табл. 9.1.

Таблица 9.1. Требования к характеристикам RAIM при использовании БА GPS

Этап полета	Граница тревоги, морская миля м. м./км	Максимально допустимая частота тревог, 1/ч	Время до подачи сигнала тревоги, с	Минимальная вероятность обнаружения
Маршрут	2/3,7	0,002	30	0,999
Зона аэродрома	1/1,85	0,002	10	0,999
Некатегорированный (неточный) заход на посадку	0,3/0,556	0,002	10	0,999

Задача обнаружения отказа (некачественного сигнала) решается на основе использования методов статистической теории решений. В качестве исходных используются приведенные выше данные. Для каждого момента времени задача решается в предположении наличия одного отказа и избыточности количества НКА в поле видимости. Общая идея обнаружения отказа иллюстрируется рис. 9.1. Например, при наличии пяти НКА, если отказа нет, то темным кружком обозначено место объекта, вычисленное по всем ПД. Темные квадраты обозначают решения, полученные последовательным исключением ПД каждого НКА и вычислением координат по оставшимся четырем ПД. У них разброс небольшой, и все решения находятся в рамках защитной границы, которая является функцией точности навигационных определений при отсутствии

отказов. При отказавшем первом НКА и применении той же процедуры перебора найденные точки (светлые квадраты) будут "расползаться" или "рассеиваться". Факт обнаружения устанавливается на основе вычисления меры рассеивания (например, суммы квадратов расстояний между отдельными решениями или корня квадратного из этой величины) и сопоставления ее с некоторым порогом (функцией параметров таблицы). После установления факта обнаружения отказа выдается предупреждение экипажу о невозможности использовать показания приемника.

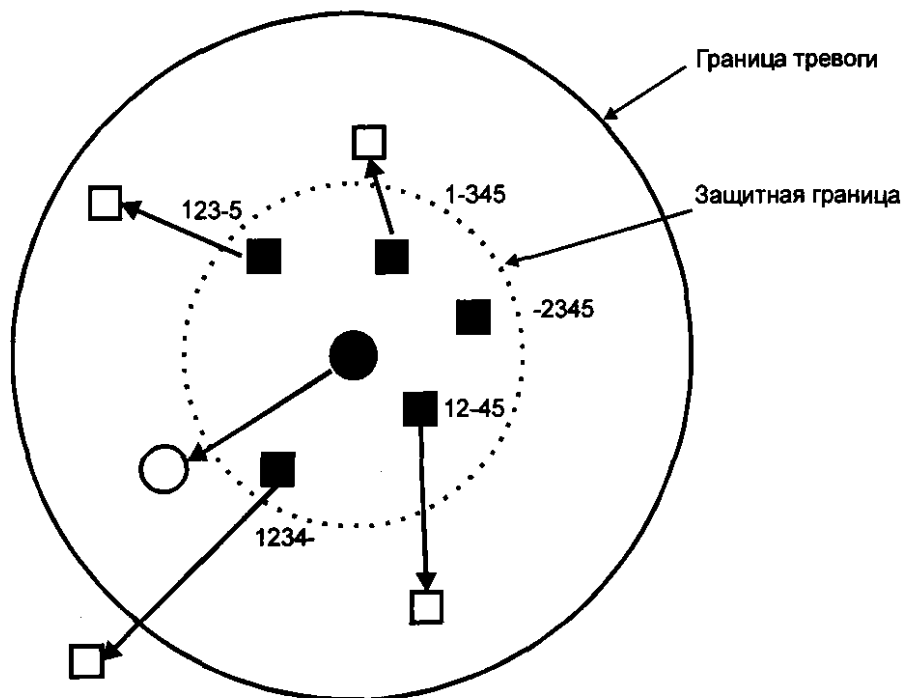


Рис. 9.1. Обнаружение отказа

Для обеспечения непрерывности навигационных определений и использования БА СРНС в качестве основного средства необходимо в дополнение к обнаружению также и исключение недостоверной информации (алгоритм FDE – Fault Detection and Exclusion), что оказывается возможным при наличии не менее шести НКА в поле видимости потребителя. При этом приведенные выше требования усиливаются:

- необходимо вычислять величину защитной границы;
- частота ложных тревог уменьшается до 10^{-5} за час;
- требуется ввести обнаружитель ступенчатого отказа;
- добавляются новые требования по доступности.

Качественно процесс обнаружения и исключения отказа может быть проиллюстрирован рис. 9.2. При наличии отказа последний может быть не обнаружен, и это ведет к неправильной работе БА (1).

При обнаружении отказа (2) возможно три случая:

- правильное исключение и последующая нормальная работа БА (3);

- неудавшееся исключение и сигнал тревоги экипажу (4);
- ошибочное исключение сигнала нормально работающего НКА, перепутывание и последующий возврат к обнаружению отказа (5).

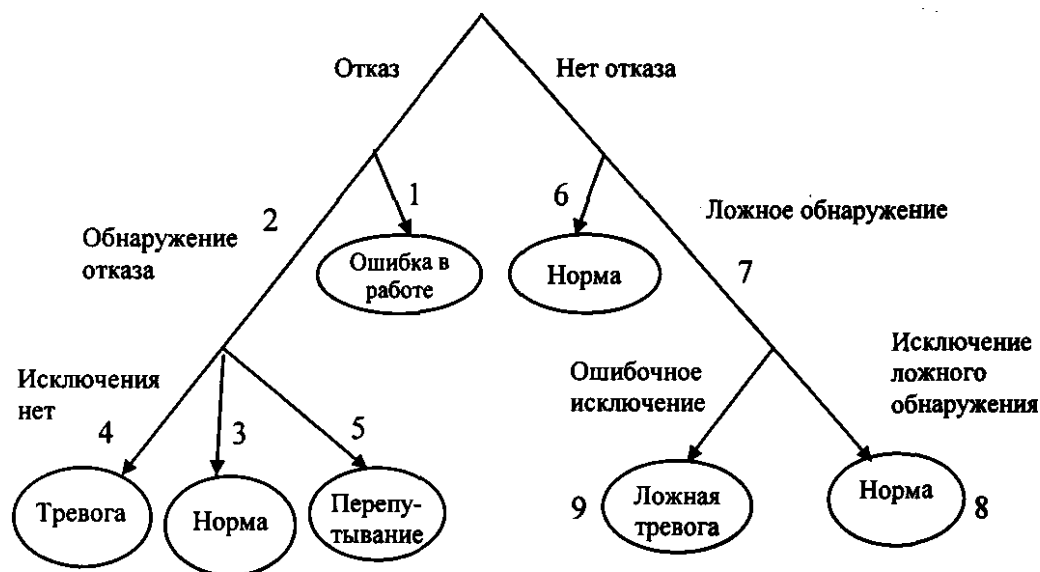


Рис. 9.2. Логика обнаружения и исключения отказа

При отсутствии отказа возможна нормальная работа (6) или ложное обнаружение (7); последнее или может быть исключено и восстановлена нормальная работа (8), или будет выдан сигнал ложной тревоги (9).

Более подробно вопросы контроля целостности в приемнике изложены в [2].

Навигационная аппаратура потребителей ГЛОНАСС и GPS начала разрабатываться практически с момента зарождения систем в середине 70-х годов и прошла в своем развитии ряд этапов, обусловленных главным образом развитием элементной базы приемных устройств и средств обработки сигналов и данных, а также соответствующего математического обеспечения. Если первые образцы аппаратуры, создаваясь в одноканальном исполнении, весили десятки килограмм, то современные многоканальные приемные и процессорные устройства зачастую весят десятки граммов и основную массу устройства в целом составляют элементы конструкции, иногда – антенны, согласующие модули, средства индикации и т.д.

Характеристики современной отечественной и зарубежной НАП СРНС, вышедшей в последние годы или выходящей на навигационный рынок, представлены в табл. 9.2 и 9.3 соответственно. Материалами для таблиц послужили публикации [2-26].

В табл. 9.2 приведены характеристики 40 отечественных приемников, разрабатываемых 11 отечественными производителями. Основой для подготовки табл. 9.3 были [27-29]. Обзор [28], в частности, содержит информацию о 436 приемниках GPS и ГЛОНАСС/GPS, производимых 58 наиболее авторитетными мировыми фирмами (без России). В табл. 9.3 из него включены характеристики образцов аппаратуры, или имеющей наибольшее хождение на отечественном рынке, или представляющей по тем или иным соображениям наибольший интерес для отечественных специалистов. В нее, в частности, включены характеристики всех

приемников, одновременно работающих по обеим системам ГЛОНАСС и GPS, а также характеристики приемников, приспособленных для работы с перспективными широкозонными дифференциальными подсистемами WAAS, EGNOS, MSAS (глава 6).

Между разделами табл. 9.2 и 9.3 имеются небольшие отличия, обусловленные особенностями предоставления материалов отечественными и зарубежными производителями (разработчиками). Так, характеристики точности определения координат в табл. 9.2 представлены в виде СКО номинального и дифференциального режимов. В табл. 9.3 точность характеризуется сферическим вероятным отклонением только дифференциальных режимов. При этом, видимо, полагается, что точность приемника в номинальном режиме эквивалентна точности самой системы в целом.

В табл. 9.2 отсутствуют данные по стоимости аппаратуры, поскольку авторы не располагают соответствующей информацией. Надежность аппаратуры в ней характеризуется средним временем наработки на отказ, сроком службы, ресурсом и сроком гарантийного обслуживания. В табл. 9.3 применительно к надежности содержатся только данные по сроку гарантии.

Под "холодным стартом" в материалах таблиц понимается состояние приемника, когда эфемериды, альманах, начальные координаты и время неизвестны. Считается, что при "горячем старте" приемник располагает последним альманахом, начальными координатами и текущим временем, но текущие эфемериды неизвестны. Время вхождения в работу в табл. 9.2 определяется после перерывов не более 0,3 мин тогда, как в табл. 9.3 длительность перерывов должна быть не более 1 мин.

Отметим также, что в табл. 9.2 содержатся данные по точности определения скорости движения объекта, на котором размещается приемник СРНС, в то время, как в табл. 9.3 соответствующая графа вообще отсутствует. Это же относится и к [27-29], поскольку большинство аппаратуры ориентировано в основном на GPS, а последняя для гражданских потребителей гарантирует только определение координат и времени.

Аппаратура СРНС выпускается в различной комплектации: с пультами, индикаторами, базами данных и без таковых в зависимости от ее назначения. Как следует из приведенных данных, масса аппаратуры в целом находится в пределах нескольких килограммов и редко превышает 10 кг. Приемники строятся по многоканальной схеме с числом параллельных каналов чаще всего больше 10, причем наблюдается тенденция к приему сигналов всех КА, находящихся в поле видимости потребителя. Последнее позволяет существенно улучшить геометрический фактор и повысить точность навигационных определений. Стоимость готовых образцов аппаратуры находится в пределах от сотен до десятков тысяч долл. Наиболее дешевые приемники предназначены для массового индивидуального применения.

Так, сообщалось [30], что фирма Magellan разработала приемник GPS Pioneer стоимостью 99,99 долл. США. Приемник имеет габариты 6,2×2,1×1,3 дюйма, обеспечивает потребителю определение геодезических или прямоугольных координат в проекции Меркатора, располагает памятью на 100 промежуточных пунктов и на один маршрут, состоящий из 10 этапов. Он в состоянии показывать заданный курс, скорость, оставшееся расстояние до места назначения и боковое отклонение от линии заданного пути.

Стоимость встраиваемых модулей (ОЕМ) составляет сотни и редко превосходит тысячу долл. В то же время стоимость бортовой авиационной аппаратуры особенно для военной авиации и магистральных самолетов, удовлетворяющих высоким требованиям ФАА и ВВС США, находится на уровне, превышающем 10000 долл. Это особенно относится к стоимостям, данным с учетом размещения антенн на борту ВС (табл. 9.3, фирма Universal Avionics Systems Corp.).

Таблица 9.2. Характеристики отечественной аппаратуры потребителей СРНС

Мо- дель	Дата появ- ления на рын- ке	Число кана- лов/ число КА	Принимае- мые сигналы	Потре- битель	Мас- са, кг	Точность (СКО) опреде- ления места, м НР/ДР/ЛДР	Время вхожде- ния в работу, холодный старт /горячий старт /после переры- вов > 0,3 мин	Температу- ра, °С, рабочая/ хранения	Влаж- ность, %	Связи	Среднее вре- мя наработки на отказ, ч/ срок службы, лет/ресурс, ч/ гарантия, мес
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
МКБ «Компас»											
A-737	1998	12/12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	A	2,8	15/- ГЛ	4...6/0,5...2,0/ 0,08...0,5	-40...+50/ -60...+70 (предельная)		ГОСТ 18977-79, PTM 1495-75, из- менения 2, 3; RS232	20000/-/-
Интер- А	1997	12/12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	A	2,8	15/- ГЛ	4...6/0,5...2,0/ 0,08...0,5	-40...+50/ -60...+70 (предельная)		ГОСТ 18977-79, PTM 1495-75, изменения 2, 3; RS232, ARINC429	20000/-/-
Фора	1999	12/12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	3, Тр	2,4	15/- ГЛ	4...6/0,5...2,0/ 0,08...0,5	-60...+60/ -60...+80 (предельная)		RS232	20000/-/-
Тер- мина- тор	1998	12/12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	A	3,5	15...17/- ГЛ	2,5/-0,08...0,5	-40...+50/ -60...+50 (предельная)	98 35°С	RS232	-
КБ «Навис», ГПФ Оризон-Навигация											
СН- 3001	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	3 (поле- вые ус- ловия)	1,0	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/- GPS	3/1/0,1	-10...+55/ -40...+55		RS232 (422), NMEA-0183, BINR	-
СН- 3002	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	3 (поле- вые ус- ловия)	0,8	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/- GPS	3/1,5/0,1	-10...+55/ -40...+55		RS232 (422), NMEA-0183, BINR	-
СН- 3003	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	3 (поле- вые ус- ловия)	1,0	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/- GPS	3/1,5/0,1	-10...+55/ -60...+85		RS232 (422), NMEA-0183, BINR	-
СН- 3101	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	М	3	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/- GPS	3/1,5/0,1	-10...+55 -40...55 (антенна) -60...+70	98 (40°С) 100 (ан- тенна)	RS232, NMEA-0183, BINR	-

Таблица 9.2 (продолжение). Характеристики отечественной аппаратуры потребителей СРНС

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
СН-3102	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	М, Р	2,6	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/-/- GPS	3/0,8/0,1	0...40 -60...70 (антенна)/-		RS232(422), NMEA-0183, BINR	-
СН-3301	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А	3,8	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/-/- GPS	3/1,5/0,1	-10...+55 -55...+65 (антенна)/-	98 (40° C) 100 (антенна)	RS232, NMEA-0183, BINR, RTCM SC-104	-
СН-3302	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, связь с НК	2,3	20/-/-	3/1,5/-	-40...+55 -55...+65 (антенна) -60...+85 (предел)/-	98 (40° C) 100 (антенна)	ARINC429 ГОСТ 18977-79 РТМ 1495 измене- ние 3, RS232E, NMEA-0183, BINR, RTCM SC-104	-
СН-3601	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	3, Г	4,5	12/1...2/ 0,02...0,03	3/1,5/-	-20...+55 -55...65 (антенна)/-		RS232E, NMEA- 0183, BINR, RTCM SC-104 RINEX	-
СН-3700	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3 (Тр)	1,2	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/-/- GPS	3/1,5/0,1	-40...+55 -60...+85 (антенна)/ -60...+85	70 (40° C) 100 (антенна)	RS232E, NMEA-0183, BINR, RTCM SC-104 RINEX	-
СН-3704 плата НАВИ ОР-14	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3 (Тр)	0,12	10...15/1...3/- ГЛ 25...40/-/- GPS	3/1,5/0,1	-40...+55 -60...+85 (антенна)/ -60...+85	70 (40° C) 100 (антенна)	RS232E, NMEA-0183, BINR, RTCM SC-104 RINEX	-
СН-3706 плата	1999	14/14	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3 (Тр)	0,18	8...15/1...3/- ГЛ 25...40/-/- GPS	3/0,8/0,1	-40...+70/ -60...85	98 (25° C)	RS232 (422), NMEA-0183, BINR, RTCM SC-104	-
СН-3706 L2 модуль присма плата	1999	7/7	L2 ВТ ГЛ	допол- нение к СН-3706	-	-	-	-40...+70/ -60...+85	98 25° C	-	-

Таблица 9.2 (продолжение). Характеристики отечественной аппаратуры потребителей СРНС

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Котлин											
А-744	1998	6	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, Н	2	30...35/-	-	-	-	-	-
Геоде- зист	1999	18 L1, L2 ГЛ 24 L1, L2 GPS	L1, L2 ГЛ L1, L2 GPS несущая	З, Г, съемка и постоб- работка с ПК	13	10/-ГЛ 50/0,02+1ppm/ (фаза), GPS	-	-20...+50/ -40...+70		RS232	-/10/15000/12
КС-161 мо- дуль*	1999	16/16	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS, WAAS, EGNOS	З, М, Р, ручная, ж/д	0,45	15/1-3/-	-	-40...+75/-	85	RS232C, NMEA, RTCM SC-104	-
К-182	1999	18/18	L1 СТ ВТ ГЛ L1 C/A GPS	А, К, З, Г, В, Тр	0,32	10...15/-ГЛ 35...50/- GPS	-	-40...+75/-	95	RS232C, RTCM SC-104	-
НИИ «Научный центр»											
Пеленг	1998	8	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	З, Тр	1,5	20...23/-	2/-	-40...+50/-	-	RS232C	-
Карто- граф	1998	6	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	Г	5	-0,01...0,02/-	-	-	-	-	-
Голнаф	1998		L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	Тр	2	15...20/-	-	-	-	-	-
Верти- каль	1998		L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	К	10	15...20/-	-	-	-	-	-
НПП «Термотех»											
Кон- троль	1998	12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	Тр (кон- троль на транс- порте)	2	18...20/1...3/-	3/-	-40...+50/-	-	RS232C	-

Таблица 9.2 (продолжение). Характеристики отечественной аппаратуры потребителей СРНС

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
РИРВ											
АСН-22	1998	12 GPS+6 ГЛ	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	Н	0,4	25...30/4...4,5/-	1,5/-/-	-40...+70/ -55...+85		RS232	-
Землемер-ЛП	1998	6/-	L1 C/A GPS	Г	10	10-15 (без СД)/ 0,005...0,01/-	-/-/-	-20...+50/-	100	RS232C	-
АСН-21М	1997	6/6	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, Н	2,7	23...50/3/-	2,5/-/-	-50...+50/ -55...+85	-	ГОСТ 26765.52-87	-
РНИИ КИ											
Альфа-К	1998	6...12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	А, Н	3,2	80...90/-/-	-	-	-	-	-
Гном-М	1998	6...12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	К, Н	2,5	90...100/-/-	-	-	-	-	-
Репер-М	1998	6...8	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	М	2,5	15...20/-/-	-	-	-	RS232C, NMEA-0183	-
Шкипер-КН	1998	24	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	К, Н	2,5	90...100/-/-	-	-	-	-	-
Грот	1998	12	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS	К, Н	2,5	30 ГЛ/-/-, 210 SA GPS/3/-	2/-/-	-40...+60/ -50...+70	100 40° C	RS232C, NMEA-0183, RTCM SC-104	-
Протэк, НТЦ «Интернавигация»											
НК-100**	1999	-	L1 СТ ГЛ L1 C/A GPS Лоран-С/ Чайка	3, Тр	10,5 ***	<40/-/- 2% счисление пути	-	-40...+60/ -55...+85	95	RS232	-
НА-010	1999	6/8	L1 C/A GPS	3, Тр	0,7	15 (без СД), 100 (с СД)/-/-	-	-40...+60/ -55...+85	95	RS232	-

Таблица 9.2 (окончание). Характеристики отечественной аппаратуры потребителей СРНС

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
КТГУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП «Радиосвязь» г. Красноярск											
МРК-11	1999		L1 СТ ВТ доработка ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3, Тр, ж/д, ориентация	6,2	30/-/-2-10, ориентация	-	-40...+60/-		RS232 (422)	-
МРК-15	1999		L1 СТ ВТ доработка ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3, Тр, ж/д, Г	4,1	30/-/-	-	-40...+55/-		RS232 (422)	-
МРК-17	1999		L1 СТ ВТ доработка ГЛ L1 C/A GPS	А, М, 3, Тр, ж/д, Г	3,2	30/-/-	-	-40...+60/-		RS232 (422)	-
КТГУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП «Радиосвязь» Сиб НЭЦ ААС УВД г. Красноярск											
МРК-18А	1999		L1 ПТ ГЛ L1 C/A GPS	А	2,5 3,3 с пульсом	30/-/-	-	-40...+60/-		RS232 (422)	-

Примечание:

А – авиация, В – военные объекты, Вр – временное обеспечение, Г – геодезия, ж/д- железнодорожные потребители, З – наземные потребители, К – космические объекты, М – морской флот, Н – навигационное обеспечение, Р – речной флот, Тр – транспорт, ГЛ – ГЛОНАСС, НР – номинальный режим, ДР – дифференциальный режим, ПДР – постдифференциальный режим, предполагающий обработку после проведения измерений, $ppm = 10-6L$, где L – длина определяемой базы в геодезических применениях

* совместно с Самсунг

** интегрированная аппаратура

*** с датчиками курса и скорости

2 Таблица 9.3. Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

Модель	Дата появления на рынке	Число каналов/число КА	Принимаемые сигналы	Потребитель	Масса, кг	Точность (СВО) определения места, м ДР/ПДР	Время вхождения в работу, холодный старт/горячий старт/после перерывов > 0,3 мин	Температура, °С, рабочая/хранения	Влажность, %	Связи	Стоимость, доллары США (гарантия, месяцы)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
AlliedSignal											
KLX 90B GPS Nav	1995	8/8	L1 C/A, код, GPS	A, H, B	2,35	-/-	10/1/0,16	-20...+55/-40...+70	95	RS232	8995 (24)
KLX 100 GPS Nav/COM	1996	8/8	L1 C/A, код, GPS	A, H, B	1,76	-/-	10/1/0,16	-20...+55/-40...+70	95	RS232	1095 (24)
Canadian Marconi GPS OEM Group											
Allstar 1Hz PVT модуль	1994	12/12	L1 C/A, код, фаза GPS	A, P, M, 3, Тр, Вр	0,05	1,5/-	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	120 (12)
Allstar 2Hz PVT модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, P, M, 3, Тр, Вр	0,05	1,5/-	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	180 (12)
Allstar 5Hz PVT модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, P, M, 3, Тр, Вр	0,05	1,5/-	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	595 (12)
Allstar 1Hz PVT + фаза модуль	1995	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, P, M, 3, Тр, В, Г, Вр	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	180/295 (12)
Allstar 2Hz PVT+ фаза модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, P, M, 3, Тр, В, Г, Вр	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	230/360 (12)
Allstar 5Hz PVT+ фаза модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, P, M, 3, Тр, В, Г, Вр	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	720/870 (12)
Allstar Space модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	K	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	2000 (12)
Allstar WAAS 1Hz PVT модуль	1999	12/10GPS +2WAAS	L1 C/A, код, несущая GPS	H, A, M, 3, В, Вр	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	500 (12)
Starbox Sensor Unit модуль	1997	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, 3, M, H, Вр	0,05	1,5/0,01	2/0,3/0,05	-20...+70/-55...+90	95	RS232	200 (12)
RT-Star модуль	1998	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	B, Г, 3, M, H, Вр	0,05	0,1 на месте, 0,2 в движении	2/0,3/0,05	-30...+75/-55...+90	95	RS232	2000 (12)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Superstar модуль	1998	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	A, 3, M, H, Вр	0,02	1,5	2/0,3/0,05	-30...+75/ -55...+90	95	RS232	85 (12)
Superstar Timing Engine модуль	1999	12/12	L1 C/A, код, несущая GPS	Вр	0,02	1,5 < 20нс время	2/0,3/0,05	-30...+75/ -55...+90	95	RS232	50 (12)
Carl Zeiss Geodetic Systems, ФРГ											
GePoSRG24	1997	24/12GPS +12ГЛЮ НАСС	L1 C/A, код, несущая GPS + ГЛОНАСС	3, Г	2,9	-0,005 +1...2ppm	-2/-	-20...+55 / -40...+70	95	RS232	уточняется (24)
Dassault Sercel, Франция											
Aquarius 5001 MD	1998	16/16	L1 C/A, код + УКВ	3, Г, М, Н	3,5	0,5/0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55 / -40...+70	100	RS232 (422), УКВ прием	уточняется (12)
Aquarius 5001 SD	1998	16/16	L1 C/A, код + УКВ	3, Г, М, Н	4,5	-/-	0,5/0,3/0,1	-20...+55 / -40...+70	100	RS232 (422), УКВ передача	уточняется (12)
Aquarius 5002 МК	1998	16L1+12 L2/16	L1 C/A, P L2 P код + УКВ	3, Г, М, Н	3,5	0,01/0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55 / -40...+70	100	RS232 (422), УКВ прием	уточняется (12)
Aquarius 5002 SK	1998	16L1+12 L2/16	L1 C/A, P L2 P код + УКВ	3, Г, М, Н	4,5	-/-	0,5/0,3/0,1	-20...+55 / -40...+70	100	RS232 (422), УКВ передача	уточняется (12)
Aquarius NDS 200 Series	1994	10/10	L1 C/A, код	3, Г, М, Н	12	-/-	2/1/0,3	-20...+55 / -40...+70	-	RS232 (422), КВ радиостанция	уточняется (12)
Aquarius NR 109 GPS + УКВ	1996	10/10	L1 C/A, код	Г, М, Н	3	1/0,05...0,3	2/1/0,3	-10...+55 / -20...+70	95	RS232 (422)	уточняется (12)
Aquarius NR 203 GPS + УКВ	1996	12/12	L1 C/A, код	Г, М, Н	4	0,05/0,02	2/1/0,3	-10...+55 / -30...+70	95	RS232 (422)	уточняется (12)
Aquarius NR 230 MKII	1993	30/10	L1 C/A, код	М	3,5	4/0,3	2/1/0,3	-10...+55 / -40...+70	95	RS232	уточняется (12)
Capricorn NR 107 TR	1995	10/10	L1 C/A, код	3, М, Н	1,7	2-10/-	2/1/0,3	-10...+55 / -30...+70	95	RS232	уточняется (12)
Sagitta NR 108 GPS + КВ	1995	10/10	L1 C/A, код	Г, М, Н	3	3/-	2/1/0,3	-10...+55 / -20...+70	95	RS232	уточняется (12)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Sagitta NR 51 MK III GPS + KB	1995	10/10	L1 C/A, код	Г, М, Н	1,5	5/-	2/1/0,3	0...+55/ -20...+70	95	RS232 (422)	уточняется (12)
Scorpio 6001 SK/MK GPS + УКВ	1998	16/16	L1 C/A, код	3, Г, Н	4,5/ 3,7	0,01/0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55/ -40...+70	100	RS232 (422) УКВ ЛПД	уточняется (12)
Scorpio 6001 SP/MP GPS + УКВ	1998	16/16	L1 C/A, код	3, Г	3,5	-0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55/ -40...+70	100	RS232 (422)	уточняется (12)
Scorpio 6001 V	1998	16/16	L1 C/A, код	3	4,5	<1/0,01...0,02	0,5/0,3/0,1	-20...+55/ -40...+70	100	RS232 (422) УКВ ЛПД	уточняется (12)
Scorpio 6002 SK/MK GPS + УКВ	1998	16L1+12 L2/16	L1 C/A, P, L2 Р код	3, Г, Н	4,5/ 3,7	0,01/0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55/ -40...+70	100	RS232 (422) УКВ ЛПД	уточняется (12)
Scorpio 6002 SP/MP GPS + УКВ	1998	16L1+12 L2/16	L1 C/A, P, L2 Р код	3, Г	3,5	-0,01	0,5/0,3/0,1	-20...+55/ -40...+70	100	RS232 (422)	уточняется (12)
Furuno, Япония											
GN-77	1998	8/8	L1 C/A, код	3, М, Н	0,04	3/-	2/0,2/0,05	-30...+80/ -40...+85	95 90° C	TTL	уточняется (12)
GP-30	1997	8/8	L1 C/A, код	М, Н	0,6	3/-	2/0,3/0,05	-15...+55/ -15...+55	95 90° C	RS232	395 (12)
GP-80	1995	8/8	L1 C/A, код	М, Н	2	3/-	2/0,3/0,05	-15...+55/ -15...+55	95 90° C	RS232 (422)	1395 (12)
GP-1610C / 1610CF	1997	8/8	L1 C/A, код	М, Н	1,7	3/-	2/0,3/0,05	-15...+55/ -15...+55	95 90° C	RS422	1595 (12)
GP-1810 / 1810F	1995	8/8	L1 C/A, код	М, Н	2,6	3/-	2/0,3/0,05	-15...+55/ -15...+55	95 90° C	RS422	1595 (12)
GT-74	1995	8/8	L1 C/A, код	3, Вр	0,075	3/-	2/0,3/0,05	-30...+80/ -40...+85	95 90° C	TTL	уточняется (12)
MG-21	1998	8/8	L1 C/A, код	Г	1,5	-/-	2/0,3/0,05	-20...+60/ -30...+70	95 90° C	RS232	уточняется (12)
Garmin, США											
GNC 250XL	1998	12/12	L1 C/A, код	А, 3, М, Н	1,1	-/-	3/0,25/0,25	-20...+70/ -55...+85	95	-	3400 (12)
GNC 300XL	1998	12/12	L1 C/A, код	А, Н	1,1	-/-	3/0,25/0,25	-20...+70/ -55...+85	95	-	5495 (12)
GPS 185 Sounder	1998	PT12/12	L1 C/A, код	М, Н	0,44	-/-	0,75/0,25/0,25	-15...+70/-	95	RS232	1235 (12)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
GPS 155 XL	1998	12/12	L1 C/A, код	A, H, B	0,88	3/-	2,5/0,25/0,3	-20...+50/ -40...+70	95	-	4995 (12)
GPS 165 TSO	1994	MT8/8	L1 C/A, код	A, H, B	0,8	3/-	2,5/0,25/0,3	-20...+50/ -40...+70	95	-	6495 (12)
GPS 25	1994	12/12	L1 C/A, код	A, 3, M, H, B	0,04	5/-	0,75/0,1/0,25	-30...+85/ -40...+85	95	-	-(12)
GPS 35 TracPac	1994	12.12	L1 C/A, код	A, 3, M, H, B	0,120	5/-	0,75/0,1/0,25	-30...+85/ -40...+85	95	-	-(12)
GPS 12	1998	12/12	L1 C/A, код	3, M	0,27	-/-	2/0,3/0,25	-15...+70/	95	RS232	231.80 (12)
GPS 48	1996	12/12	L1 C/A, код	3, M, H	0,27	-/-	2/0,3/0,25	-15...+70/	95		448 (12)
GPS 80	1995	MT8/8	L1 C/A, код	A, 3, M, H, B	0,27	5...10/-	2,5/0,25/0,25	-15...+70/ -40...+70	95		699 (12)
GPS 92	1998	12/12	L1 C/A, код	A, H	0,27	-/-	2/0,25/0,25	-15...+70/ -	95-100	RS232	699 (12)
GPSCOM 190	1996	PT12/12	L1 C/A, код	A, H	0,56	-/-	0,75/0,25/0,25	-15...+70/ -	95-100	RS232	1399 (12)
GPSII Plus	1996	12/12	L1 C/A, код	3, M, H	0,27	-/-	2/0,3/0,25	-15...+70/ -	95	RS232	386 (12)
GPSIII	1996	12/12	L1 C/A, код	3, M, H	0,27	1...5/-	5/0,25/0,25	-15...+70/ -25...+85	95	RS232	571 (12)
GPSMap 180	1998	PT12/12	L1 C/A, код	M, H	0,44	-/-	0,75/0,25/0,25	-15...+70/	95-100	RS232	927 (12)
GPSMap 175	1996	PT12/12	L1 C/A, код	3, M, H	0,56	-/-	0,75/0,25/0,25	-15...+70/	95	RS232	927 (12)
GPSMap 195	1996	PT12/12	L1 C/A, код	A, H	0,56	-/-	0,75/0,25/0,25	-15...+70/	-	RS232	1299 (12)
GPSMap 215/225	1998	12/12	L1 C/A, код	M, H	1	5/-	2/0,25/0,25	-15...+70/ -40...+70	100	-	2009; 3090 (12)
Honeywell-Trimble, США											
HT9100 GNSS Navigation Management System	1999	12/-	L1 C/A, код, GPS, WAAS, ГЛОНАСС	A, H	6	SCAT-I	-	-	-	RS232/422 ARINC429/ 419	-
Interstate Electronics, США											
7632500 (SM) VME NGR	1997	6MP/8	L1 C/A, P, P(Y)	A, B	0,6	-/-	6/1,5/0,1	-20...+50/ -57...+55	-	RS422	уточняет- ся (6)
9002 FMS	1996	12/12	L1 C/A	A, H	2,6	-/-	10/1/0,16	-	-	RS232 (422) ARINC429	уточняет- ся (36)
Cruise Missile GPS Receiver 7631400, GRIU/P	1987	6MP/8	L1 C/A, P, P(Y), L2 P, P(Y)	A, B	6	-/-	6/0,5/0,1	-54...+71/ -54...+71	100	RS422	уточняет- ся (6)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
FMS 9002M	1997	6MP/8	L1 C/A P, P(Y), L2 P, P(Y)	A, B	6	-	6/1,5/0,1	-15...+55/ -55...+85	95	RS232(422) ARINC 429	уточняет- ся (6)
Projectile GPS Re- ceiver 7551600 PGR	1998	6MP/8	L1 C/A, P, P(Y), L2 P, P(Y)	A, B	0,08	-	6/0,5/0,1	-10...+85/ -40...+53	100	RS422, TTL	уточняет- ся (6)
RANGE Applica- tion NGR 7638400 RANGR	1998	6MP/8	L1 C/A, P, P(Y), L2 P, P(Y)	A, B	1,12	-	6/0,5/0,1	-54...+100/ -54...+100	100	RS422, SOLC	уточняет- ся (6)
Javad Positioning Systems, США											
Eurocard OEM GG	1998	40/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	-	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	4000 (12)
Eurocard OEM GGD	1998	20+20/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	-	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	8000 (12)
Legacy GG	1998	40/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	0,7*	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	6500 (12)
Legacy GGD	1998	20+20/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	Ф, 3, Г, М, Н, Вр	0,7*	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	13000 (12)
Odyssey GG	1998	40/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	1,5**	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	9000 (12)
Odyssey GGD	1998	20+20/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	1,5**	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	17000 (12)
Regency GG	1998	40/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	2,7***	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, па- раллель- ный выход	19000 (12)
Regency GGD	1998	20+20/20	L1 C/A, P код, GPS, ГЛОНАСС	A, 3, Г, М, Н, Вр	2,7***	0,003/0,001	1/01/0,016	-30...+75/ -40...+85	95	RS232, параллель- ный выход	21000 (12)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Laben S.p.A., Италия											
Lagrange	1999	36/12GPS+ 12 GLONASS	L1 C/A, P, L2 код, GPS, ГЛОНАСС	К, Н	3,5	-	30/3/-	-10...+50/ -30...+75	-	RS422, MIL STD 1553	уточняет- ся (24)
Magellan Corporation, Ashtech Precision Products, США											
GG12GPS+GLON ASS Board	1999	12/12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	- ****	0,85/0,005+1 ppm	-0,25/0,1	-30...+70/ -40...+85	95	RS232	уточняет- ся (12)
GG24GPS+GLON ASS Board	1996	24/12+12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	0,2 ****	0,75/0,005+1 ppm	0,7/0,5/0,03	-30...+70/ -40...+85	95	RS232	5995 (12)
GG24GPS+GLON ASS Sensor	1996	24/12+12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	1,4 ****	0,75/0,005+1 ppm	0,7/0,5/0,03	-30...+55/ -40...+85	100	RS232	6750 (12)
GG-RTK Board	1997	24/12+12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	0,2 ****	0,02+1ppm/ 0,005+1ppm	0,7/0,5/0,03	-30...+70/ -40...+85	95	RS232	7995 (12)
GG-RTK Sensor	1997	24/12+12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	1,4 ****	0,02+1ppm/ 0,005+1ppm	0,7/0,5/0,03	-30...+55/ -40...+85	100	RS232	8750 (12)
GG Surveyor	1997	24/12+12	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	А, М, 3, Г, Н	1,4 *	0,02+1ppm/ 0,005+1ppm	0,7/0,5/0,03	-30...+55/ -40...+85	100	RS232	уточняет- ся (12)
MAN Technologie, ФРГ											
NR-N124 Marine Navigator	1998	-	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код	М, Н		0,9 (95%)/-	-	-	-	-	-
NovAtel Inc., Канада											
Millenium GLONASS	1998	18	L1 C/A GPS, ГЛОНАСС код, несущая	А, М, 3, Г, Н, Вр	0,175	0,15/0,005+1 ppm	1,1/1/0,05	-40...+85/ -45...+95	95	RS232	уточняет- ся (12)
Millenium WAAS	1998	11/10GPS +1GEO	L1 C/A GPS, код, L2 бес- кодový	А, М, 3, Г, Н, Вр	0,175	0,75; 5...7 WAAS	1,1/1/0,05	-40...+85/ -45...+95	95	RS232	уточняет- ся (12)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Rockwell Collins, США											
AN/ASN-163 MAGR	1990	5/все в поле ви- димости	L1 C/A, P, P(Y) код, GPS	A, M, 3, H, B	5	<15/-	<1,5/-/-	-54...+71/ -62...+95	-	RS422	уточня- ется
AN/PSN-IIA PLGR	-	5/все в поле ви- димости	L1 C/A, P, P(Y) код, GPS	A, M, 3, H, Bp, B	1,1	<16/-	<1,5/-/-	-20...+70/ -57...+70	100	RS232, RS422	2500 (-)
GNP-10	1996	10/все в поле ви- димости	L1, L2 C/A, P, P(Y) код, GPS	A, H, B	1,9	<16/-	<2/<1,4/-	-54...+71/-	100	IMU/ RS232, RS422	уточня- ется
GPS-4000	1996	12/12	L1, C/A, код, GPS	A, H	2,9	-	10/1,25/-	-40...+70/ -55...+70	-	ARINC 429	17184 (36)
GPS GEM (I, II, III)	1993	5/все в поле ви- димости	L1, L2, C/A, P, P(Y) код, GPS	A, M, 3, H	0,36	<15/-	1/-	-54...+85/ варьиру- ется	-	-	уточня- ется
Miniature PLGR Engine I, (MPE-II)	1995	5/все в поле ви- димости	L1 C/A, P, P(Y) код, GPS	A, M, 3, H, Bp, B	0,08	<16/-	<1,5/<1,5-/0,016	-20...+70/ -55...+85	-	RS232	уточня- ется
Miniature PLGR Engine II, (MPE-II)	1996	10/все в поле ви- димости	L1 C/A, P, P(Y) код, GPS	A, M, 3, H, Bp, B	0,12	<16/-	<1,5/<1,5-/0,016	-20...+70/ -55...+85	-	RS232	уточня- ется
SOLGR	1997	-	-	-	0,6	-/-	-	-25...+70/ -57...+70	100	-	уточня- ется
Sextant Avioniques, Франция											
GPS Topstar 100 P-1	1994	8/8	L1, C/A, P, P(Y) код, GPS	A, 3, H, Bp, B	2	-/-	-	-40...+55/ -55...+85	95		-(12)
GPS Topstar 100 S-1	1994	8/8	L1, C/A, код, GPS	A, 3, K, H, B	2	-/-	<3/<0,16/-	-40...+55/ -55...+85	95	ARINC	-(12)
GPS Topstar 1000	1996	10/10	L1, L2, C/A, P, P(Y) код, GPS	A, 3, M, H, B	0,52	5/-	3,25/1,5/0,1	-40...+85/ -55...+85	95	RS232, 422, DPRAM	уточня- ется (12 или 24)
GPS Topstar 300	1993	8/8	L1, C/A, код, GPS	K, H	1,3	-/-	30/2/2	-25...+60/ -50...+120	ваку- ум	RS422	уточня- ется (-)
GPS Topstar 100-P	1991	5/все в поле ви- димости	L1, L2, C/A, P, P(Y) код, GPS	A, 3, M, H, K, B	2,2	1/-	-	-40...+71/-	-	RS422, ARINC 429, MIL- STD-1553	- (-)

Таблица 9.3 (продолжение). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
GPS Topstar 100-S	1991	5/все в поле видимости	L1, C/A, код GPS	A, 3, M, H, K, B	2	2/-	-	-40...+71/-	-	RS422, ARINC429, MIL-STD-1553	(-)
GPS Topstar 200	1995	15/15	L1, C/A, код GPS	A, H	2,4 *	3/-	<3/1/0,03	-40...+71/-	-	ARINC743A	-(12)
Sokkia Corp., США-Япония											
GSR2400	1997	24/24	L1, C/A, код GPS, GLONASS	A, 3, M, H, Г, Вр	1,32	<1/0,005+1p pm	0,66/0,5/0,03	-30...+70/-40...+85	95	RS232	10950 (12)
Spectra Precision, США											
Geotracer GPS-GLONASS	1998	1/1	L1, C/A, код GPS, GLONASS	3, Г	1,36	0,5...3/5...3	2...12/<2/<0,1	-20...+55/-30...+75	100	RS232	12000/14000 (12)
3S Navigation, США											
GNSS-300	1996	12/12	L1, C/A, код GPS, GLONASS	3, Г, Вр, M, H	1,8	-/-	<5/<1/0,16	0...+50/0...+85	95	RS232, параллельный	8900 (24)
GNSS-300-T	1996	12/12	L1, C/A, код GPS, GLONASS	Вр	4	-/-	-/<2/0,16	0...+50/-40...+85	95	RS232, параллельный	12950 (24)
R-100/30 L1/L2 GLONASS	1994	2+12/-	L1, C/A, P код GPS, L2 GLONASS	3, Вр,	-	-/-	-/-0,16	-	-	RS232, IEEE-488	28900 (24)
R-100/40 L1/L2 GLONASS	1994	2+12/16	L1, C/A, P код GPS, L2 GLONASS	A, 3, Г, Вр, M, H	-	1/0,1	-/2/0,16	-	-	RS232, IEEE-488	30900 (24)
Trimble, США											
10Hz TANS Vector	1995	6/6	L1, C/A, код GPS	A, M, 3, H, Г, B	1,2	5/5	-/1,5/-	-40...+50/-55...+65	100	RS422	-(-)
4000DsiR Differential Surveyor Rack Mount	1996	9(12)/9(12)	L1, C/A, код GPS, P без кода; вариант L2, P код	A, M, 3, Г, H	6	<0,5/<0,5	<2/<0,5<0,5	0...+50/-20...+60	95	RS232 (422)	уточняется (12)
4000Dsi Differential Surveyor	1996	9(12)/9(12)	L1 C/A код GPS	A, M, 3, Г, H	2,4	<0,5/<0,5	<2/<0,5<0,5	-20...+55/-30...+75	100	RS232	уточняется (12)

Таблица 9.3 (окончание). Характеристики аппаратуры потребителей СРНС зарубежного производства

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
4000 MSGR	1996	18/9	L1 C/A, P код и без кода; вариант L2 P код, GPS	З, Г, М, Н, В	2,8	<0,5/<0,5	<2/<0,5<0,5	-20...+55 / -30...+75	100	RS232	уточняется (12)
4700 GPS Receiver	1998	18/9	L1 C/A код, L2 без кода, GPS	А, З, Г, М, Н,	1,1	0,01+2ppm/ 0,005+1ppm	<1,5/<0,5/<0,02	-40...+55 / -40...+75	100	RS232	уточняется (12)
Trimble 2000 Approach Plus	1997	12/все в поле видимости	L1 C/A код, GPS	А, Н	0,92	-/-	15/1,5...3/. <0,16	-20...+55 / -55...70	95 50° C	RS232, RS422	4895 (24)
Trimble 2101 Approach Plus	1997	12/все в поле видимости	L1 C/A код, GPS	А, Н	1,12	-/-	15/1,5...3/. <0,16	-20...+55 / -55...70	95 50° C	RS232, RS422	6995 (24)
Trimble 2101 I/O Approach Plus	1997	12/все в поле видимости	L1 C/A код, GPS	А, Н	1,12	-/-	15/1,5...3/. <0,16	-55...+70 / -55...85	95 50° C	RS232, RS422, ARINC429	11520 (24)
Universal Avionics Systems Corp.											
UNS-ICFMS	1995	12/12	L1 C/A код, GPS	А, Н	3,1	3/-	1,5/0,5/0,03	-55...+70/ -55...+85	100	ARINC429	53500 (36)
UNS-IDFMS	1996	12/12	L1 C/A код, GPS	А, Н	4,3	3/-	1,5/0,5/0,03	-55...+70/ -55...+85	100	ARINC429	61500 (36)
UNS-1K FMS	1997	12/12	L1 C/A код, GPS	А, Н	4,1	3/-	1,5/0,5/0,03	-55...+70/ -55...+85	100	ARINC429	37000 (36)
UNS-1M FMS	1993	12/12	L1 C/A код, GPS	А, Н	3,1	3/-	1,5/0,5/0,03	-55...+70/ -55...+85	100	ARINC429	25000 (36)

Примечание:

СВО – сферическое вероятное отклонение, А – авиация, В – военные объекты, Вр – временное обеспечение, Г – геодезия, З – наземные потребители, К – космические объекты, М – морской флот, Н – навигационное обеспечение, Р – речной флот, Тр – транспорт, ДР – дифференциальный режим, ПДР – постдифференциальный режим, предполагающий обработку после проведения измерений, ppm = 10⁻⁶L, где L – длина определяемой базы в геодезических применениях, МР – мультиплексированный приемник

* внешняя антенна

** внутренняя плоская антенна

*** внутренняя кольцевая антенна

**** активная антенна

Наблюдается создание комбинированной и интегрированной аппаратуры. Это интегрированная навигационная аппаратура ГЛОНАСС/GPS и Лоран-С/Чайка НК-100 фирмы "Протэк", интегрированная аппаратура навигации и связи KLX 100 GPS Nav/COM фирмы AlliedSignal и др. В авиации получили распространение интегрированные спутниково-инерциальные системы. Сообщается о росте рынка продаж интегрированных многорежимных приемников (MMR) GPS/ILS/MLS для обеспечения посадки по категориям ИКАО. Как заявили представители фирмы Rockwell-Collins, в настоящее время этой аппаратурой уже оборудуются 1100 самолетов и 7600 самолетов 76 типов ждут своей очереди [31].

Имеются предложения по совмещению сотового телефона и приемника GPS [30]. Они сформулированы как предложения к выполнению требований Федеральной комиссии по связи (США), в соответствии с которыми после 2001 г. каждый мобильный телефон-абонент службы экстренной помощи E-911 должен передавать свои координаты (долготу, широту и высоту) с точностью 125 м в 67% случаев. В настоящее время предполагается, что это требование относится ко всем существующим и будущим мобильным телефонам (MT). Предлагается применять это требование только ко вновь покупаемым средствам и изменить политику в развитии систем сотовой связи, основанную на строительстве стационарных базовых станций с соответствующими многомиллиардными затратами и использовании методов триангуляции для определения координат MT. Для определения координат абонента предлагается использовать спутниковую радионавигационную систему GPS.

Разработан прототип терминала, включающий модуль MT фирмы Моторола и модуль GPS фирмы Тримбл. Устройство имеет кнопку тревоги, нажатие которой позволяет передавать сообщение с координатами места MT со скоростью 1200 бод.

Промышленность США разрабатывает приемники GPS, предназначенные для работы в жестких динамических условиях движения артиллерийских снарядов и ракет высокоточного оружия. Так, фирма Rockwell-Collins завершила совместно с военным ведомством Соединенного Королевства разработку приемника GPS для артиллерийского снаряда. Приемник должен обеспечивать прямое вхождение в режим слежения за P(Y)-кодом через 6 с после перегрузки 15000 g в условиях вращения с частотой около 260 Гц.

Аналогично, фирма Interstate Electronics Corp. разработала приемник GPS, который должен размещаться в носовой части 5-дюймовых снарядов с ракетными корректирующими двигателями для армии и флота, оснащенных также инерциальными блоками с целью повышения помехоустойчивости [31].

Среди отечественных производителей наиболее активные позиции занимает КБ "Навис", работающее в содружестве с фирмой "Оризон-Навигация" и выпустившее целую гамму аппаратуры различного назначения, в основе которой находится базовый модуль СН-3000. На его основе создана авиационная бортовая аппаратура ГЛОНАСС/GPS СН-3301 (рис. 9.3).

Первыми отечественными авиационными приемниками сигналов ГЛОНАСС/GPS являются А-737 (рис. 9.4) и "Интер-А" разработки МКБ "Компас".

Бортовые устройства транспортных средств выпускаются с учетом соответствующих интерфейсных контрольных документов систем ГЛОНАСС, GPS и др., национальных и международных требований, определяемых документами ФCBT РФ, ФАА США, стандартов ИМО, ИКАО, IEC, RTCM, RTCA и т.д.

Отработка БА ГЛОНАСС/GPS и других систем, их проверка в процессе эксплуатации и сертификации потребовали создания различными организациями соответствующих имитаторов сигналов. Так, известен разработанный МКБ "Компас" имитатор сигналов ИМ-1 [32] систем ГЛОНАСС/GPS, формирующий сигналы в соответствии с интерфейсными контрольными документами этих систем [33, 34]. При этом число одновременно имитируемых сигналов может достигать 24. Имитатор предназначен, в частности, для учета движения объектов-

потребителей (авиационных, морских, ракетно-космических, наземных), условий распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере, изменения уровней сигналов и помех, селективного доступа GPS, особенностей взаимодействующих с приемником автономных средств и т.д. ИМ-1 позволяет также моделировать проверку функций RAIM.



Рис. 9.3. Приемник CH-3301

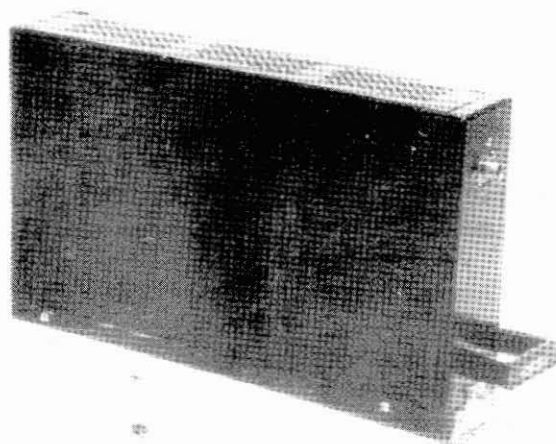


Рис. 9.4. Приемник А-737

Известен также имитатор сигналов систем ГЛОНАСС/GPS ИС ГНСС разработки НИИ радиотехники Красноярского предприятия "Радиосвязь" [35]. Его отличительной характеристикой является имитация сигналов для отработки определения углов ориентации потребителя.

КБ "Навис" создана аппаратура имитации сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, WAAS СН-3801 [36] для выполнения практически тех же задач, что и ИМ-1. Отличие в большем (до 48) числе генерируемых сигналов и в имитации сигнала системы WAAS. Масса имитационного блока 18 кг. Той же фирмой создан встраиваемый в ПЭВМ вариант СН-3802 [37] со способностью имитации радиочастотных сигналов 4-х КА с учетом движения потребителя и КА. Предусмотрено использование программного обеспечения GG HUNTER v.2xx.

Приобретенный опыт позволил КБ "Навис" и НПФ "Гейзер" создать аппаратуру имитации сигналов ГЛОНАСС, GPS, WAAS СН-3803 [38] с одновременной имитацией от 12 до 24 радиочастотных сигналов и расширением условий имитируемого движения потребителей (скорость до 10000 м/с, ускорение до 50 g) и погрешность имитации времени – 50 нс. Имеется возможность использования имитационного блока (масса 15 кг) в полевых условиях по заданному сценарию, записанному в сменную флеш-карту (20 Мбайт).

Литература к главе 9

1. MOPS for Airborne Supplement Navigation Equipment Using GPS, RTCA/DO-208, SC-159, RTCA, 1991.
2. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//ИПРЖР, Москва, 1998.
3. Рекламный проспект приемоиндикатора А-737, МКБ "Компас", 1999.
4. Рекламный проспект приемоиндикатора "Интер-А". МКБ "Компас", 1999.
5. Рекламный проспект ДКС "Фора". МКБ "Компас", 1999.
6. Рекламный проспект навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3001. КБ "Навис", 1999.
7. Рекламный проспект навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3002. КБ "Навис", 1999.
8. Рекламный проспект навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3003. КБ "Навис", 1999.
9. Рекламный проспект навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3101. КБ "Навис", 1999.
10. Рекламный проспект комплекса "Навиор" ГЛОНАСС/GPS СН-3102. КБ "Навис", 1999.
11. Рекламный проспект авиационного навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3301. КБ "Навис", 1999.
12. Рекламный проспект навигационной аппаратуры ГЛОНАСС/GPS СН-3302, КБ "Навис". 1999.
13. Рекламный проспект геодезического навигационного приемника ГЛОНАСС/GPS СН-3601. КБ "Навис", 1999.
14. Рекламный проспект многофункционального навигационного датчика ГЛОНАСС/GPS СН-3700. КБ "Навис", 1999.
15. Рекламный проспект одноплатного навигационного датчика "Навиор-14" ГЛОНАСС/GPS СН-3704. КБ "Навис", 1999.
16. Рекламный проспект многофункционального навигационного датчика ГЛОНАСС/GPS СН-3706, КБ "Навис", 1999.

17. Рекламный проспект модуля приема сигналов СНС ГЛОНАСС в диапазоне L2 СН-3706L2. КБ "Навис", 1999.
18. Рекламный проспект спутниковой двухчастотной ГЛОНАСС/GPS геодезической аппаратуры "Геодезист". Фирма "Котлин", 1999.
19. Рекламный проспект малогабаритного приемоизмерителя радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS КС-161. Фирма "Котлин", 1999.
20. Рекламный проспект приемоизмерительного модуля ГЛОНАСС/GPS К-182. Фирма "Котлин", 1999.
21. Рекламный проспект интегрированной навигационной аппаратуры НК-100. НТЦ "Интернавигация" – "ПРОТЭК", 1999.
22. Рекламный проспект навигационной аппаратуры НА-010. НТЦ "Интернавигация" – "ПРОТЭК", 1999.
23. Рекламный проспект приемоиндикатора спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS МРК-11. КГТУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП "Радиосвязь", Красноярск, 1999.
24. Рекламный проспект приемоиндикатора спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS МРК-15. КГТУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП "Радиосвязь", Красноярск, 1999.
25. Рекламный проспект приемоиндикатора спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS МРК-17. КГТУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП "Радиосвязь", Красноярск, 1999.
26. Рекламный проспект приемоиндикатора спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS МРК-18А. КГТУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП "Радиосвязь", Красноярск, 1999.
27. GPS World, January, 1998.
28. GPS World, January, 1999.
29. Рекламный проспект HT9100 GNSS Navigation Management System. Honeywell-Trimble, 1999.
30. GPS World Newsletter, Nov. 7, 1997.
31. ION Newsletter, v. 9, N3, Fall 1999.
32. Рекламный проспект многоцелевого имитатора сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS ИМ-1. МКБ "Компас", 2000.
33. Интерфейсный контрольный документ GPS, ICD-200C-002, 25.9.97.
www.navcen.uscg.mil/gps/geninfo/gpsdocuments/icd200/icd200c.pdf
34. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. – М.: 1995.
35. Рекламный проспект имитатора сигналов систем ГЛОНАСС/GPS ИС ГНСС. НИИ радиотехники Красноярского ГТУ и ГУ НПП "Радиосвязь", 1999.
36. Рекламный проспект аппаратуры имитации сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, WAAS СН-3801. КБ "Навис", 1999.
37. Рекламный проспект аппаратуры имитации сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, WAAS СН-3802. КБ "Навис", 1999.
38. Рекламный проспект аппаратуры имитации сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, WAAS СН-3803. КБ "Навис" и НПФ "Гейзер", 2000.

Глава 10

Помехозащищенность и электромагнитная совместимость СРНС

10.1. Источники помех

Канал GPS. На приемник GPS может воздействовать и нарушать его работоспособность несколько видов помех. Прежде всего, это достаточно сильные посторонние сигналы, частоты которых лежат в полосе сигналов GPS. Напомним, что сигналы диапазона L1 занимают полосу $1575,42 \pm 12$ МГц, а сигналы диапазона L2 находятся в полосе 1215-1240 МГц [1-3].

Хотя ширина полосы сигнала с C/A-кодом составляет ± 1 МГц относительно центральной частоты, некоторая мощность распределяется и в более широкой полосе. Это используется в ряде приемников для повышения точности измерения псевдодальности и снижения эффекта многолучевости. Приемники, работающие по P(Y)-коду, и бескодированные устройства в общем случае также используют полосу, несколько превышающую полосу P-кода (± 10 МГц). Посторонний сигнал достаточной мощности внутри этих полос уменьшает отношение сигнал/шум, снижая тем самым точность измерений, что может привести также к срыву слежения за кодом и несущей частотой сигнала GPS.

Помехи по основному каналу возникают, когда какое-либо средство излучает по разрешению или без такового сигналы в полосе GPS. Например, аэронавигационная служба Швейцарии сообщала о помехах для приемников GPS при заходе на посадку в аэропорту Лугано. Кроме того, обнаружен высокий уровень помех в полосе сигналов GPS при полетах над всей южной Европой [1].

Шумы по основному каналу могут создаваться и от электрических устройств. Приемник может воспринимать помехи через антенну или через цепи питания и проводку.

Излучения вблизи полосы GPS также могут влиять на приемные устройства со слабой фильтрацией сигнала. Например, на одном морском судне приемник GPS становился неработоспособным в гавани Ставангер, Норвегия, из-за воздействия находящегося на расстоянии 1 км передатчика радиолинии, работающего на частоте 1533,005 МГц. Этот сигнал, однако, не влиял на другие GPS-приемники, испытываемые в том же месте.

Многие мешающие сигналы образуются как гармоники основной частоты. Они могут быть достаточно сильными, чтобы мешать приему, особенно если передатчик находится в непосредственной близости от приемника. Например, приемник сигнала GPS L1 диапазона восприимчив к третьей гармонике передатчиков, работающих в диапазоне 500 МГц, а также ко второй гармонике Северо-Американских телевизионных передатчиков на каналах 66 и 67 (как и соответствующих каналов в других регионах), к 3-й гармонике 22 и 23-го телевизионных каналов, 10-й гармонике каналов УКВ связи в диапазоне от 156,3 до 157,9 МГц, к 12-й и

13-й гармоникам авиационной радиосвязи на частотах вблизи 131 и 121 МГц соответственно, включая 13-ю гармонику аварийной частоты 121,5 МГц.

Источниками помех могут быть также вторые гармоники сигналов запроса дальности отечественных систем РСБН. На одном самолете отмечалось воздействие третьей гармоник (1575 МГц) частоты кристалла 525 МГц системы DME, излучающей сигнал на частоте 1050 МГц. При этом уровень помехи был достаточным для срыва работы 3-х различных приемников GPS.

Не исключается также возможность постановки организованных помех на этапе захода на посадку воздушного судна, что может привести к его катастрофе. На этих ответственных этапах движения предполагается использовать дифференциальные подсистемы GPS. При этом помехи могут быть поставлены как бортовой аппаратуре GPS, так и аппаратуре GPS контрольно-корректирующих станций, а также приемникам линий передачи данных (ЛПД), по которым передаются сигналы контроля целостности и дифференциальные поправки.

Используемые сейчас морские ЛПД созданы, как известно (глава 8), на основе все-направленных радиомаяков и излучают сигналы в диапазоне от 283,5 до 325 кГц. При их использовании возможны, в частности, помехи от разрядов статического электричества при наличии осадков (снег, дождь).

Разработанные авиационные ЛПД используют для передачи поправок и другой информации диапазон частот 112-118 МГц. Основной недостаток такого решения – перегруженность этого диапазона другими радиосредствами. Создаются также дифференциальные спутниковые подсистемы, поправки которых, например, должны передаваться через спутники Инмарсат и передатчики радионавигационной системы Лоран-С (глава 7).

Имеется ряд сообщений о попытках оценки помехоустойчивости и уязвимости GPS. Этому посвящены, в частности, исследования [1, 3-5], которые однако носят отрывочный характер. Имеются также сообщения из повседневной практики. Например, консультативный документ № 236, 1995, МО США сообщает потребителям GPS о возможности помех внутри зоны радиусом 370 км вокруг пункта Битти, штат Невада, где Военно-морской центр радиоэлектронной борьбы планировал свои испытания 8.11.95. Такие испытания продолжались и позднее с подобными же предупреждениями [1].

С марта по июнь 1997 года Web-страница Интернет Навигационного центра Береговой охраны США характеризовала как помеховую километровую зону вокруг маяка VORTAC, пункта Топорах, штата Невада. Мощность источника помех не установлена, хотя, как сообщалось, сигналы исходили от самолета на высоте 4500 м над уровнем моря.

Сообщалось также о воздействии на приемник GPS немодулированной несущей (НН) с частотой 1575,36 МГц, эффективной излучаемой мощностью 7,9 дБВт и вертикальной поляризацией. Сигнал излучался передатчиком маяка высотой 67 м над уровнем моря. Этот сигнал поражал три различных приемника GPS на судах, удаленных от маяка на расстояния 37-55 км. Точное расстояние, на котором поражались приемники GPS, зависело от высоты расположения приемной антенны, составлявшей от 14 до 28 м. В другом сообщении, следовавшем за серией трансевропейских испытательных полетов с целью измерения уровня помех, было сделано заключение, что приемник GPS, как единственное средство навигации, вообще является крайне уязвимым для помех [1].

Поскольку все НКА GPS работают на одной частоте, помехи, вызывающие срыв слежения за сигналом одного НКА, будут вызывать срыв слежения и за сигналами других НКА, а с ним – невозможность определения места.

Канал ГЛОНАСС. Как следует из главы 2, сигналы ГЛОНАСС L1 диапазона (закрытые с полосой $\pm 5,11$ МГц и открытые, стандартной точности, с полосой $\pm 0,511$ МГц) имеют центральные частоты в полосе частот 1602-1615,5 МГц, а сигналы ГЛОНАСС диапазона L2 (закрытые) находятся в полосе частот 1246-1256,5 МГц. В соответствии с [6] максимальный уровень принимаемого потребителем сигнала стандартной точности в диапазоне L1 в результате действия всех факторов не превысит – 155,2 дБВт. Номинальный уровень сигнала L1 – 161 дБВт. После 2005 года сигналы диапазонов L2 и L1 должны быть сдвинуты в полосы 1242,94-1247,75 МГц и 1598-1604,25 МГц соответственно.

В качестве основного возможного источника неорганизованных помех ГЛОНАСС указываются средства низкоорбитальных систем подвижной спутниковой связи (ПСС), занимающие полосу выше 1610 МГц (системы Иридиум, Глобалстар и др). В последнее время оценке влияния их сигналов на приемный канал потребителя ГЛОНАСС уделялось заметное внимание, что позволило провести необходимые экспериментальные исследования.

Другие источники помех будут в основном аналогичны тем, которые оказывают влияние на канал GPS. Отметим, что ГЛОНАСС, сигналы НКА которой работают на различных частотах, будет более устойчивой к воздействию немодулированной несущей (НН) или узкополосного сигнала. С другой стороны очевидно, что помеха со случайно и медленно меняющейся НН больше влияет на прием сигналов ГЛОНАСС, чем GPS. В целом, вследствие того, что аппаратура ГЛОНАСС имеет пока сравнительно ограниченное распространение и применение, ее ЭМС с другими РЭС меньше изучена, и этот пробел восполняется посредством проведения специальных работ.

Некоторые исследования воздействия помех. Ряд результатов исследований воздействия сигналов ПСС на приемные устройства ГЛОНАСС докладывался 17.11.98 г. на симпозиуме Российского общественного института навигации "Нормативные правовые и технические аспекты использования спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS". При этом показано, что основными средствами противодействия влиянию сигналов систем ПСС являются меры по обеспечению необходимого уровня фильтрации сигналов в приемнике СРНС, пространственная избирательность его антенных устройств и, в ряде случаев, регламентация пространственного разнеса приемных устройств СРНС и терминалов ПСС.

Подробное исследование воздействия помех на приемник GPS Trimble 4000SST было осуществлено 24.5.94 г. в Технологическом университете Квинсленда (Австралия) и описано в [7]. Для сравнения использовались данные одновременных наблюдений в районе г. Хобарт, Тасмания, где помехи отсутствовали. При этом выявлено, что помехи в основном приводили к ошибкам в определении изменений псевдодальностей и статистически могли характеризоваться белым шумом с нулевым средним значением и СКО, равным 4 м/с. Измерения фазы несущей воздействию помех не подвергались. Помехи приводили, в частности, к появлению больших высокочастотных ошибок при определении высоты (до 180 м) в течение интервалов времени до 6 с. Подтверждено, что помехи влияли на прием сигналов всех наблюдавшихся НКА. Источник помех находился, по-видимому, в районе г. Брисбен, имел частоту вблизи частоты L1 GPS и фазовую модуляцию с частотой 1,023 МГц. Эффективной мерой по борьбе с этой помехой было сглаживание кодовых измерений с помощью измерений фазы несущей.

В работе [8] проведено исследование помеховой обстановки для приемников GPS и ГЛОНАСС в Германии. Для приемников GPS не нашлось источников помех внутри или вблизи полосы сигнала с кодом C/A, которые существенно повлияли бы на их показания. Однако были обнаружены источники помех для сигналов ГЛОНАСС в диапазонах как L1, так и L2. Это только в Германии имеется более 250 радиолюбительских передатчиков

(Digipeaters) в диапазоне 1240...1243,25 МГц, предназначенных для передачи цифровых данных (пакетное радио). Сеть таких передатчиков охватывает всю Западную Европу.

Имеется также некоторое количество любительских радиорелейных станций с частотной модуляцией в диапазоне от 1242 до 1242,7 МГц, а также любительских телевизионных передатчиков в диапазоне от 1243,25 до 1260 МГц.

Помехи от любительских средств отмечаются в Нидерландах и Швейцарии. Показано, что указанные средства влияют и на канал L2 ГЛОНАСС.

В качестве источников помех необходимо также рассматривать обзорные РЛС УВД. В Германии их 12. Они работают в диапазоне частот от 1250 до 1259 МГц. Кроме того, в качестве источников помех рассматриваются и аэродромные РЛС с несущими частотами в диапазоне от 2816 до 2889 МГц, а также сигналы систем VORTAC, TACAN, DME. Авторы [8] считают, что интегрированный приемник ГЛОНАСС/GPS, вследствие того, что он отличается своей более широкой полосой частот, может оказаться менее эффективным в борьбе с помехами, чем приемник с отдельными каналами ГЛОНАСС и GPS.

10.2. Защита от помех

Мероприятия по защите от помех определяются конкретными применениями аппаратуры СРНС. Действительно, во многих применениях вероятность помех низка и, следовательно, пренебрежение ими несущественно. Например, неправдоподобно, чтобы наземный телевизионный передатчик мешал приемнику GPS на борту танкера посреди Атлантики. И, если приемник автомобиля, следующего по оборудованной дороге, подвергается воздействию помех на участке в два километра, водитель может этого даже не заметить.

Но в некоторых случаях их влияние серьезнее. Если узкий вход в гавань часто оказывается в условиях плохой видимости, последствия продолжительных помех судовым приемникам СРНС могут быть катастрофическими.

Существует ряд направлений борьбы с помехами. Одно из них – защита диапазона сигналов СРНС от вторжения в него других систем. Регулирование всего спектра частот, ликвидация противоречий и достижение компромиссов обеспечивается на международной основе МСЭ. МСЭ рассматривает сигналы GPS и ГЛОНАСС, как сигналы Радионавигационной спутниковой службы (РСС), использующей радиоизлучения передатчиков КА для целей определения положения, скорости и других параметров в интересах навигации. РСС занимает все эти диапазоны на первичной основе. Этот статус обеспечивает защиту диапазона от посягательств других служб. Однако недавно международный оператор спутниковой связи Инмарсат при поддержке Европейского бюро по радиосвязи предложил МСЭ передать часть диапазона РСС 1559-1610 МГц Подвижной спутниковой службе (ПСС). Это предложение, в частности, означает, что участок 1559-1567 МГц для ПСС частично перекрывал бы полосу GPS. Существующие гражданские приемники GPS не смогут работать в соответствии с заданными требованиями, если ПСС займет этот диапазон [1, 2]. Но особенно болезненным это было бы для ГЛОНАСС. Специалисты требуют более тщательно учитывать интересы как существующих, так и создаваемых радиосредств так, чтобы заранее исключать помехи друг другу.

Важным этапом в борьбе с воздействием помех является распознавание помех. Имеются некоторые рекомендации по распознаванию помех, но при этом учитывается, что различные приемники на помехи реагируют по-разному [1]. Иногда устройство просто перестает выдавать информацию о месте на дисплей. Показания дисплея могут "застывать". Возможен переход устройства в режим автономного счисления. Каковы бы ни были конечные результаты влияния помех, потребитель вправе рассчитывать на возможно более раннее преду-

прежде, о приближении отказа. Это может быть, например, индицируемое отношение сигнал/шум, показывающее ухудшение надежности при увеличении интенсивности помехи. Число НКА, за сигналами которых осуществляется слежение, также может указывать начало ухудшения условий навигационных определений. Некоторые приемники обращают внимание потребителя на это посредством свиста или гудка ("бипа"). Однако, другие могут вообще не выдавать предупреждений. Поэтому потребитель должен познакомиться у производителя с симптомами и признаками возможных помех. В более сложных случаях автоматизированного использования данных СРНС прибегают к автоматическим обнаружителям помех, использующим развитые алгоритмы теории статистических решений.

От производителей также требуется более осознанная позиция в вопросе защиты от помех, обеспечиваемой их оборудованием. Можно отметить следующие основные направления повышения помехоустойчивости спутниковой аппаратуры по крайней мере для наиболее важных подвижных средств:

- использование внешних или внутренних обнаружителей помех;
- создание специальных схем подавления помех (фильтров, развязок, алгоритмов обработки и т.д.);
- создание приемников сигналов как GPS, так и ГЛОНАСС с учетом накопленного опыта работ ряда фирм (гл. 9);
- использование алгоритмов сглаживания кодовых измерений с привлечением измерений фазы несущей;
- использование управляемой пространственной избирательности синтезируемых антенных систем, в том числе с "нулями" в направлении на помеху;
- использование информации автономных и других систем на борту подвижных средств для сужения полосы пропускания следящих трактов приемников СРНС;
- взаимодействие с создателями транспортных (прежде всего авиационных) средств, проведение тщательных работ по обеспечению электромагнитной совместимости бортового оборудования и интеграция аппаратуры СРНС с такими автономными средствами, как инерциальная навигационная система, курсо-доплеровская система и т.д.

В борьбе с помехами приемным устройствам потребителей СРНС в последнее время получен ряд важных результатов. Так, использование некоторых из указанных выше путей подавления помех позволило фирме Mayflower Comm. Co., США, создать специальные средства для 18-канального приемника RGR 6000, реализующие коэффициентом подавления порядка 35 дБ [9].

Повышение помехоустойчивости достигается также за счет разумного синтеза радиочастотной части, устройств преобразования "аналог-цифра" и канальных алгоритмов (для вычисления отношения сигнал-шум, адаптивной регулировки порога при вхождении в режим слежения). Эти меры использованы при создании приемника GG-24 Ashtech [10]. В [11] описан авиационный приемник, реализующий такие меры для удовлетворения высоких требований и рекомендаций RTCA и ARINC и осуществляющий эффективное подавление мешающих сигналов систем Иридиум и др.

В работе [12] описаны цифровые подавители помех компенсационного типа с квадратурной обработкой разности между входным сигналом и соответствующей копией оценки помехи, реализованные в приемниках фирмы Javad Positioning Systems.

Работа [13] содержит результаты исследований рациональных путей построения схем слежения за частотой и фазой сигнала, обеспечивающих точность и помехозащищенность

измерений радионавигационного параметра (РНП), а в [14] приводятся соотношения, связывающие точность измерений РНП со спектральными характеристиками помех. Работа [15] посвящена влиянию будущего гипотетического закрытого сигнала GPS L1 диапазона на работу обычных гражданских приемников.

Отметим, что Комиссия Президента США по критическим элементам инфраструктуры, рекомендовала Министерству транспорта провести более полную оценку уязвимости GPS при воздействии помех различного происхождения прежде, чем будет принято решение о прекращении работы других радионавигационных и посадочных систем [16]. В этом ключе необходимо рассматривать работы по оценке внутрисистемных помех GPS [17], по воздействию на каналы GPS и каналы WAAS сигналов систем ПСС [18, 19]. В [20] рассматривается воздействие и способы подавления помех приемником GPS, работающим в стационарных условиях городской высотной застройки и используемым для синхронизации наземных систем. Вопросам контроля уровня помех на контрольных станциях WAAS посвящена работа [21].

Вопросами обеспечения помехозащищенности аппаратуры GPS обеспокоено Министерство обороны США, что стимулировало проведение в этом направлении большого количества работ. Так, в [22] рассматривается возможность использования в сложной помеховой обстановке псевдоспутников, прием сигналов которых позволит облегчить входение в режим слежения за сигналами GPS. В [23] предлагается вариант прямого ускоренного входения в режим слежения с помощью P(Y)-кода, а в [24] исследуются влияние скачков фазы несущей частоты сигнала на работоспособность аппаратуры. В [25] оцениваются пути рационального построения преобразователей "радиочастота-код", предназначенных для борьбы с помехами. В [26] приведены результаты полунатурного моделирования 7-элементной фазированной антенной решетки с "нулями" диаграммы направленности на источники помех. Решетка смонтирована на модели самолета F-16 в 1/8 натуральной величины. В экспериментах использовался источник облучения с частотой, превышающей частоту GPS в 8 раз. Показана возможность подавления помех более, чем на 30 дБ. В [27] описаны итоги исследования алгоритмов пространственно-временной и частотно-временной обработки сигналов, принимаемых приемником этого же самолета. Работа [28] содержит результаты интеграции встраиваемого модуля GPS и сравнительно дешевой ИНС с использованием сильно связанной схемы комплексирования. Работа автора сигнала GPS Дж. Спилкера и К. Орра [29] содержит материалы исследований возможностей построения с помощью методов мажоритарной логики новых кодов для перспективных закрытых военных сигналов GPS, позволяющих повысить помехозащищенность системы.

В работе [30] приведены результаты создания управляемой антенной решетки для объектов с ограниченными габаритами (легкие самолеты, управляемая авиабомба JDAM и др.). Для иллюстрации проблемы в целом на рис. 10.1 помещены графики, характеризующие отношение шум/сигнал для частоты L1 закрытого сигнала GPS при мощностях передатчика помех соответственно 0,1 Вт, 1 Вт, 10 Вт и 100 Вт, как функции удаления передатчика помех от потребителя, а также пороговые отношения шум/сигнал, при превышении которых нарушается работоспособность приемника. При использовании сигнала с C/A-кодом для поиска и входения в режим слежения пороговое отношение помеха/сигнал составляет 22 дБ. При прямом использовании для этого сигнала с P(Y)-кодом это отношение составляет 34 дБ. Перспективные более совершенные способы обработки сигналов позволяют рассчитывать на повышение такого показателя до уровня 44 дБ. Как следует из рис. 10.1, даже сравнительно маломощные источники помех могут привести к нарушениям работы приемника на сравнительно больших взаимных удалениях. По оценке авторов [30], создание и использование антенных решеток с управляемыми диаграммами направленности в состоянии повысить поро-

говое отношение помеха/сигнал до уровня 84 дБ для современных приемников и до 98 дБ для перспективных.

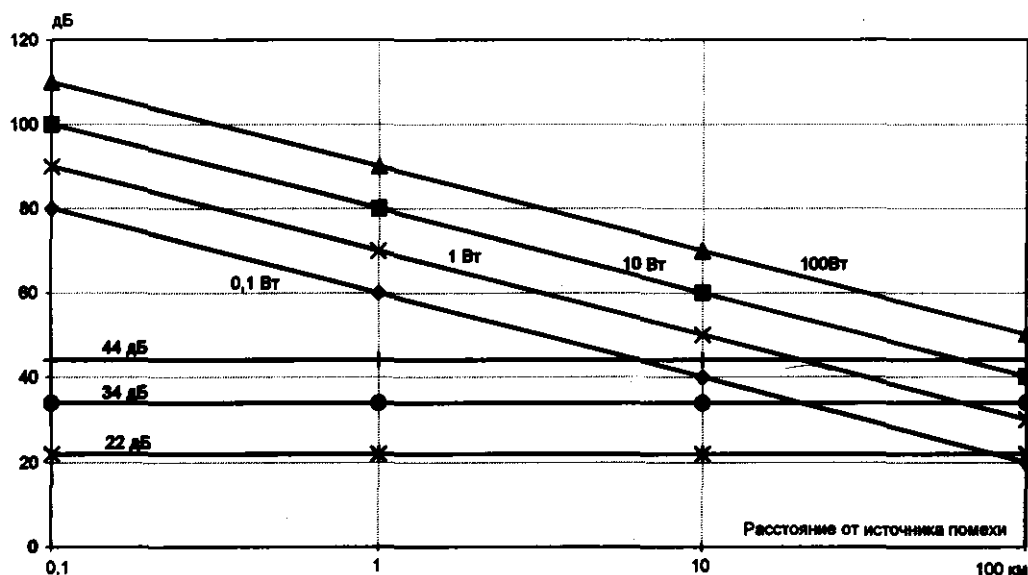


Рис. 10.1. Отношение помеха/сигнал

На рис. 10.2 приведена упрощенная схема созданной авторами [30] конструкции четырехэлементной решетки. Антенные элементы в виде микрополосковых заплаток укреплены на общей диэлектрической подложке. На рис. 10.2 показаны также блоки управления для формирования заданной диаграммы направленности. Ниже приводятся основные характеристики такой антенны (табл. 10.1).

Таблица 10.1. Основные характеристики 4-элементной решетки

Параметр	Значение параметра
Центральная частота, МГц	1575,42
Ширина полосы частот, МГц	20
Входной импеданс, Ом	50
Поляризация	Правая круговая
Диаметр антенны, см	15
Конфигурация решетки	Квадратная
Число элементов	4
Тип элемента	Прямоугольный

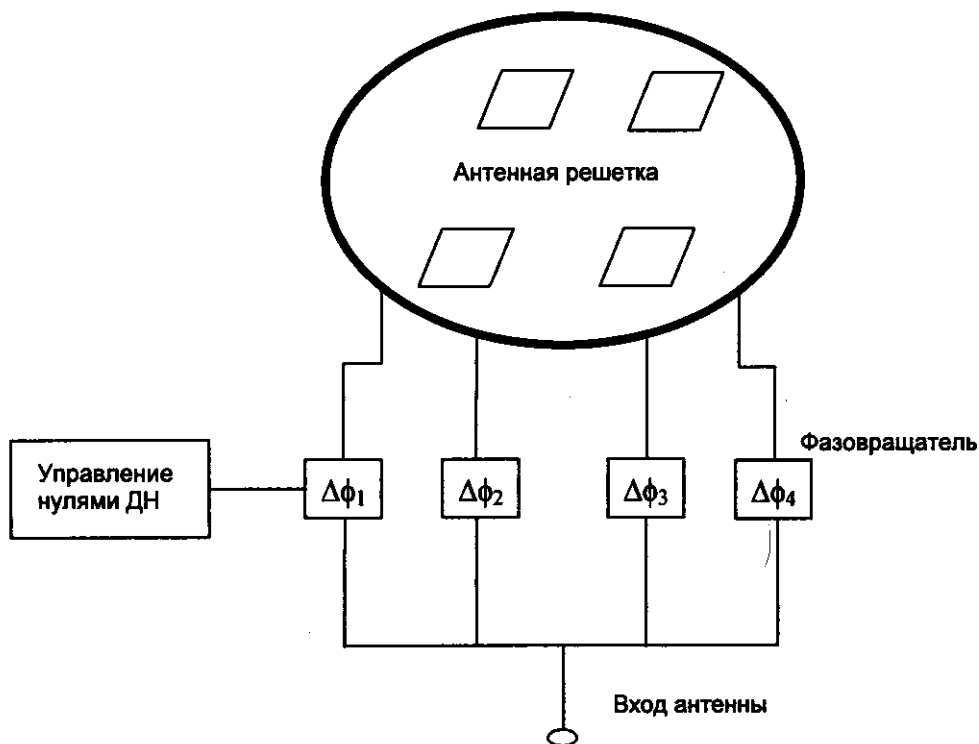


Рис. 10.2. Четырехэлементная антенная решетка

Проведенные в [30] испытания показали, что созданная микроминиатюрная решетка имеет эффективность, аналогичную возможностям полноразмерной антенны с расстояниями (между элементами) в половину длины волны.

Проводятся исследования [31], посвященные моделированию и оценке возможностей более сложных 7-элементной и 19-элементной антенных решеток при подавлении сигналов помех трех и шести широкополосных станций. Исследования выявили возможности подавления помех с эффективностью до 50 дБ.

В заключение отметим, что эффекты воздействия помех на спутниковую аппаратуру и меры по повышению ее помехоустойчивости являются предметом интенсивных исследований и разработок, результаты которых широко и регулярно освещаются на наиболее авторитетных научно-технических конференциях (ION GPS, ION Annual Meeting и др.)

10.3. Советы массовым потребителям

Потребители в ряде случаев могут сами помочь себе при защите от неприятностей, вызванных неожиданными помехами [1]. Перед приобретением аппаратуры СРНС можно спросить знакомых, сталкивались ли они со срывами в работе приобретаемой модели в районе, где приемник чаще всего будете использоваться. Целесообразна предварительная де-

монстрация ее работы или договоренность о приобретении образца во временное пользование, чтобы испытать его в наиболее ответственных условиях работы.

При возникновении помех сначала нужно определить, находится ли их источник среди оборудования пользователя. Если приемник СРНС находится в автомобиле, нужно выключить другие радиосредства или CD-плеер, поскольку они могут вызывать срыв работы. Целесообразно также отключить портативный компьютер, затем по очереди – "дворники", кондиционер воздуха и любую другую электрическую систему.

На судне или другом подвижном средстве можно сделать то же самое. Возможно, большая мощность находящегося вблизи передатчика приводит в режим насыщения входные цепи приемника СРНС. Возможно, в приемник поступает гармоника от одного из местных средств.

Если возможно, необходимо разместить приемник СРНС в другом месте судна или автомашины. Надежность его показаний можно повысить также тем, что приемник будет использоваться тогда, когда мешающие системы не работают.

На малых самолетах, по-видимому, источников помех меньше, поскольку авиационные системы создаются и сертифицируются по более жестким требованиям. Но полной гарантии нет, и схема действий будет такой же.

Если определено, что помехи идут не от собственных средств, следующий шаг состоит в дальнейшей локализации источника. Возможно, помеха исходит из другого автомобиля. Это может быть при использовании радиостанции с плохим подавлением ложных сигналов. Можно замедлить движение и позволить окружить себя другими автомобилями.

Если помехи идут не из автомобилей, источником может быть близлежащая фабрика или лаборатория. Тогда можно использовать свой приемник вне района помех.

В прибрежных районах могут быть области помех от телевизионных станций и микроволновых линий связи. И снова нужно попытаться использовать приемник при выходе из сомнительного района. Необходимо запомнить и еще раз проверить результаты исследований.

Таким образом, потребитель может сам помочь себе, если будет знать признаки появления помех и сохранять некоторую долю скепсиса в части возможностей навигационных средств. Наибольшая опасность при использовании СРНС не в самих помехах, а в уверенности, что их не будет [1].

Литература к главе 10

1. Johannesen R. Interference: Sources and Symptoms, GPS World, Nov., 1997.
2. Langley R. Columns, GPS World, Nov., 1997, pp. 46, 48.
3. Spilker J. Signal Structure and Performance Characteristics, Navigation, № 2, 1978.
4. An Evaluation of the Radio Frequency Susceptibility of Commercial GPS Receiver, IEEE AES Magazine, N7, 1994.
5. Маркелов М. А. О результатах испытаний авиационных приемников систем GPS и ГЛОНАСС на помехоустойчивость. Доклад на заседании Научно-технического координационного совета по проблемам спутниковых систем посадки. ГОСНИИ "Аэронавигация", 11.11.1997.
6. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. КНИЦ ВКС, 3-я редакция. Москва, 1995.
7. Sang J., Kubik K. Analysis of Interfered GPS Signals, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.

8. Butsch F. GPS and GONASS Radio Interference in Germany, ION GPS-97, Nashville, 1997.
9. Antijam GPS, Aviation Week and Space Technology, 144, N6, p. 96.
10. Lyusin S.V., Khazanov I.G. Techniques for Improving Antijamming Performance of Civil GPS/GLONASS Receivers, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
11. Lyusin S.V., et al. Combined GPS/GLONASS Receiver With High Antijamming Performance, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
12. Zhodzishsky M., et al. In-band Interference Suppression for GPS/GLONASS, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
13. Ward P. W. Performance Comparisons Between FLL, PLL and a Novel FLL-Assisted-PLL Carrier Tracking Loop Under RF Interference Conditions, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
14. Lypez-Almansa J. M. and Pablos P. A. Measurement Error and Protection Envelopes in the Presence of Interference for GNSS Receivers, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
15. Leva J. L., Pacheco P. GPS C/A-Code Interference Tests with Proposed Lm Waveforms, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
16. Commission Worries about GPS Vulnerability//GPS World, Nov., 1997.
17. Raghavan S. H., et al. Cochannel Interference Analysis, a Valuable Tool for GPS Sharing Studies, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
18. Kalafus R. M. Interference to GPS Receivers from Mobile Satellite Emissions, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
19. McGraw G. A. Erlandson R. J. Analysis of Interference to GPS/WAAS by Proposed MSS Spectrum Allocations, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
20. Haddrell T., Khawaja H. Effects And Mitigation Of Land Based Interferers On Fixed Site GPS Installations - A Manufacturers Experience, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
21. Shallberg K. W. and Cox D. T. Interference Monitoring at WAAS Reference Stations, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
22. May M., et al. GPS Aided Mission Enhancements (GAME), ION GPS-98, Nashville, 1998.
23. Rounds S. A Low Cost, Unclassified, Direct-Y Code Fast Acquisition SAASM, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
24. Tetewsky A., et al. The Effects of Phase Ripple on GPS Receivers: Sources and Solutions, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
25. D. Moulin, et al. High-Performance RF-to-Digital Translators for GPS Anti-Jam Applications, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
26. Rao B.R., Williams J. Measurements on a GPS Adaptive Antenna Array Mounted on a 1/8-Scale F-16 Aircraft, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
27. Fante R., Vaccaro J. Enhanced Anti-Jam Capability for GPS Receivers, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
28. Martin M., Dettlerich B. The World's Smallest Military INS/GPS: P-MIGITS J J, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
29. Spilker J., Orr R. Code Multiplexing via Majority Logic for GPS Modernization, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
30. Brown A., et al. Miniaturized GPS Antenna Array Technology, ION 55-Annual Meeting Proc., 1999.
31. Nicholson P. B., et al. Impacts of Frequency Dependent Mutual Coupling and Channel Errors on Digital Beam Forming Antenna Performance, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.

Глава 11

Применение спутниковых радионавигационных систем

Ряд вопросов применения СРНС в номинальном и дифференциальном режимах работы для навигации и определения места в таких традиционных областях, как авиация, морской флот, геодезия нашел свое отражение в изданиях (см. введение) и в материалах глав 6, 7, 8. Специалисты познакомились с опытом использования аппаратуры СРНС в ходе проведения геодезических, топографических и кадастровых работ на днях фирмы Trimble в Москве 24-26 февраля 1999 года, организованных ГИС-ассоциацией.

Здесь осветим менее традиционные применения СРНС в интересах обеспечения ориентации, в горном деле, при строительстве и в сельском хозяйстве, а также новые материалы и подходы к использованию СРНС в традиционных областях.

Автор понимает, что более или менее полное изложение вопроса применения СРНС в современных условиях требует специального издания.

11.1. Использование СРНС для определения ориентации

Определение ориентации с помощью СРНС главным образом основывается на использовании идеи приема сигналов СРНС на разнесенные антенны. При этом между антеннами образуются базы, на которых вычисляется разность фаз сигналов, принимаемых на каждую антенну. Эта разность пропорциональна соответствующему углу между осевой линией базы и направлением на НКА. Если имеется несколько таких баз, то полностью вычисляются соответствующие углы ориентации [1]. Метод реализован, в частности, в образцах аппаратуры Ashtech 3DF, Trimble Vector, NovAtel GPSCard™. В табл. 11.1 приведены результаты оценки расхождений показаний этих средств на судне водоизмещением 1600 т с показаниями ИНС (а следовательно, и согласия с ними) [1].

Различие в точности определяется базовыми расстояниями, т.е. расстояниями между антеннами. Антенны аппаратуры фирмы Trimble Vector были расположены ближе всего друг к другу (около 2 м) тогда, как базовые расстояния для аппаратуры 3DF фирмы Ashtech и GPSCard™ фирмы NovAtel были более 9 м.

Приводятся также результаты (табл. 11.2) оценки расхождений в показаниях аппаратуры 3DF (4 антенны, расположенные на концах прямоугольника 5,4 на 4,1 м) и GPSCard™ (3 антенны) при практически идентичном расположении их антенн на исследовательском судне в других экспериментах. При этом использовались как прямые вычисления (столбцы 4 и 5), так и метод наименьших квадратов (МНК).

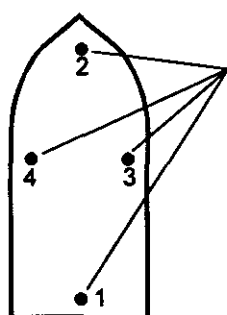
Таблица 11.1. Согласие между показаниями ИНС и приемников GPS, град.

Параметр ориентации	Вероятность, $p=68\%$	Вероятность, $p=95\%$
Курс 3DF	0,04	0,08
Продольный крен 3DF	0,05	0,11
Поперечный крен 3DF	0,05	0,11
Курс Vector	0,15	0,39
Продольный крен Vector	0,16	0,42
Поперечный крен Vector	0,15	0,31
Курс GPSCard™	0,026	0,052
Продольный крен GPSCard™	0,040	0,084
Поперечный крен GPSCard™	0,048	0,097

Таблица 11.2. Расхождения в показаниях приемников 3DF и GPSCard™

Параметр	Среднее значение, угловые мин, МНК	СКО, угловые мин, МНК	Среднее значение, угловые мин	СКО, угловые мин
Курс	3,97	5,4	5,3	6,6
Продольный крен	-0,43	6,7	2,2	8,1
Крен	-12	14,8	-12,6	16,2

Для конфигурации расположения антенн аппаратуры GPSCard™ на гидрографическом судне (рис. 11.1) в табл. 11.3 приведены величины (СКО) расхождений в определении углов ориентации по данным системы GPS и с помощью ИНС в 2-х сериях испытаний.



Точки расположения антенн

Расстояния между точками:

1 - 2	42,7 м
1 - 3	26,5 м
1 - 4	26,7 м
2 - 3	17,9 м
2 - 4	17,8 м
3 - 4	11,9 м

Рис. 11.1. Конфигурация расположения антенн аппаратуры GPSCard™ на гидрографическом судне

Таблица 11.3. Расхождения (СКО) в показаниях GPSCard™ и ИНС

Параметр ориентации	I-я серия, градусы	II-я серия, угловые минуты
Курс	0,015	0,87
Продольный крен	0,013	0,80
Крен	0,044	2,65

Сочетание метода определения ориентации с помощью приемников СРНС с возможностями других средств ориентации (например, ИНС) исследовалось применительно к авиации в [2-10].

В [11] рассмотрен другой метод, основанный на определении составляющих скорости GPS-приемником, работающим от одной антенны, и их обработке с помощью фильтра Калмана с последующими вычислениями путевого угла, а также углов крена и тангажа (рис. 11.2). Для проверки метода был выбран приемник NovAtel GPS. В качестве эталонного использовался спутниково-инерциальный комплекс (Rockwell Migit). Летные испытания были проведены на одномоторном самолете Piper Arrow в условиях средней турбулентности атмосферы при скорости ветра 52 км/ч на различных этапах полета. Оценивались показания индикаторов того и другого средства. Оценка летного состава положительна, что позволяет рекомендовать использование метода в качестве резервного.

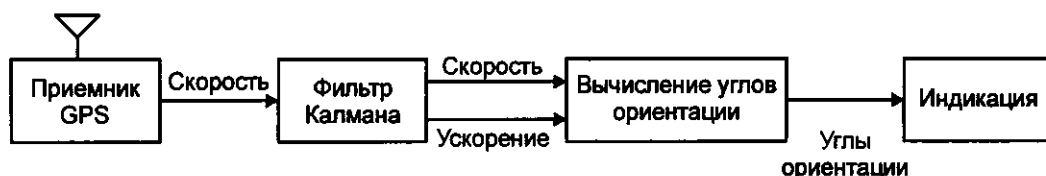


Рис. 11.2. Упрощенная блок-схема определения углов ориентации подвижного объекта

Ряд работ посвящен определению углов ориентации космических аппаратов. Так, в [12] приведены результаты исследования метода пространственной ориентации вращающегося КА при использовании 4-х предварительно неориентированных антенн. В [13] исследуется метод обработки измерений, позволяющий получать углы ориентации КА с помощью 2-х базовых линий на основе вектора измерений 2-го порядка, состоящего из двойных разностей фаз. Приведены результаты моделирования, подтверждающие возможность использования метода на КА. В [14] описан интерферометрический метод определения ориентации КА и его реализация с помощью приемника GPS и микромеханических инерциальных датчиков. Метод и технические средства предназначены для использования на небольших связных КА с ограниченной энергетикой в тех случаях, когда необходимо определять направление с точностью порядка $0,1...0,5^\circ$. В [15] рассмотрены аспекты определения углов ориентации для малых КА при использовании одной антенны приемника GPS. Исследование проведено применительно к первому португальскому микроспутнику PoSAT-1. Показана возможность определения углов крена и тангажа с точностью 3° , а курса 10° соответственно.

В работе [16] рассмотрены вопросы реализации функции ориентации с использованием очень коротких баз (от 4 до 90 см), реализуемых на гидроакустических буях в Арктике в ходе наблюдений, выполняемых канадскими вооруженными силами. Буй должны работать на широтах выше 80° и определять направление с точностью не хуже 5° . В ходе работ с приемниками GPS Canadian Marconi CMT 8700 и Motorola VPOncore были получены вполне удовлетворительные результаты. Аналогичной проблеме посвящена работа [17] применительно к КА. В [18] приведены результаты оценки возможностей определения положения и ориентации вращающейся ракеты. В [19] исследованы возможности комплексной системы определения ориентации, предусматривающей использование двух приемников GPS, компаса и волоконно-оптического гироскопа. Показана возможность определения азимута с точностью $0,5^\circ$, а вертикали – $1,4^\circ$, а также возможность непрерывной работы в условиях городской застройки.

11.2. Применение СРНС в горном деле

В работе [20] описаны возможности, открывающиеся при использовании аппаратуры и методов GPS в горном деле по опыту работы угольной компании Thunder Basin Coal Co., занимающейся открытой разработкой угля в карьерах штата Вайоминг (США). Общая площадь этих карьеров составляет примерно 30 квадратных км, протяженность одного из них 5,5 км при глубине 75 м. Спутниковая аппаратура позволяет существенно снизить стоимость добычи угля при ее использовании в качестве средства контроля и наблюдения за транспортными операциями, при проведении бурильных работ, управлении машинами и при обеспечении различного рода съемок и т.д. При этом используются весьма точные методы, такие, как кинематический метод в реальном времени (RTK) и др. Предполагается, что использование псевдоспутников в состоянии существенно повысить доступность сигналов для их использования в горном деле.

Аналогичным вопросам посвящена работа [21], в которой излагаются взгляды специалистов компании Modular Mining Systems Inc. на использование СРНС в ходе открытых разработок полезных ископаемых в карьерах. Отмечается, что GPS широко используется для обеспечения транспортных, бурильных, топографических и других работ. В качестве основных ограничений при этом оказываются многолучевость, вибрации и ограниченная видимость НКА. Наибольшие проблемы создает последняя, поскольку в карьерах зачастую видно только "полнеба", что не позволяет принимать сигналы от 5-ти и более НКА, как того требуют методы RTK. Действительно, при проведении работ в карьерах благоприятные условия при типичных "углах маски", равных 30°, имеют место лишь в течение 25% рабочего времени. В этих условиях автор считает целесообразным в дополнение к использованию GPS прием сигналов даже частично развернутой ГЛОНАСС.

В работе [22] приведены результаты использования СРНС при обеспечении добычи меди в Чили (Chuquibambata) в открытом карьере, который является самым большим медным карьером в мире. Он расположен на высоте 3000 м над уровнем моря, имеет глубину до 800 м и размеры в плане 6 на 4 км.

Инженеры рудника занимаются вопросами использования СРНС более десяти лет. Основная проблема, как считает автор, в недостатке НКА, находящихся в поле видимости. Поэтому естественным было обращение к приемнику Ashtech GPS+GLONASS RTK, использующему сигналы обеих систем (ГЛОНАСС и GPS). При этом решались в основном те же задачи, что рассмотрены выше.

11.3. Использование СРНС при строительстве и контроле сооружений

В работе [23] излагаются результаты использования аппаратуры GPS, позволяющей измерять относительные перемещения с точностью ± 1 см по горизонтали и ± 2 см по вертикали для контроля состояния висячих мостов, высотных зданий и других протяженных конструкций. При этом в первую очередь имеются в виду колебания, смещения и напряжения, возникающие из-за воздействия ветра и других геофизических факторов. Обсуждаются различные аспекты организации наблюдений, важность которых трудно переоценить в условиях возможных землетрясений, ураганов и других катаклизмов.

В работе [24] освещены вопросы использования приемника СРНС при контроле и управлении работой бульдозера в ходе проведения точных подготовительных работ. Антен-

ны размещаются на крыше кабины и на лезвии ножа бульдозера. Сообщается о возможности реализации миллиметровой точности по трем координатам при скорости поступления данных 5 Гц.

Добавим, что для обеспечения таких работ фирмой Trimble выпущена специальная аппаратура GPS Total Station™, реализующая сантиметровую точность определения разностей расстояний в реальном времени и позволяющая повысить производительность работ на 50...100%.

Ярким примером применения СРНС при строительстве может служить упоминавшееся ранее в главе 8 использование метода RTK при сооружении моста-тоннеля через пролив Оресунд, разделяющий Швецию и Данию. Общая протяженность сооружения 16 км. Размах работ потребовал для своего обеспечения размещения специальной дифференциальной спутниковой подсистемы. Завершение работ намечено на 2000 г.

Однако наиболее впечатляющим примером является использование в 1995 г. СРНС для контроля и управления транспортировкой огромной норвежской газовой платформы (превышающей по высоте примерно в 1,5 раза Эйфелеву башню) из фиорда в северную Атлантику к месторождению Тролль на расстояние примерно 570 км. При этом для контроля использовались внешние измерения двух спутниковых ДПС, двух специальных систем измерения дальностей, теодолитов, а также измерения GPS в относительном режиме. Внутренними измерениями были показания инерциальных (гироскопических) датчиков платформы типа гиригоризонткомпаса или курсовертикали. Платформа перемещалась со скоростью примерно 2,8 км/ч. Требования к точности установки и последующего контроля приводятся в табл. 11.4.

Таблица 11.4. Требования к точности установки и контроля платформы

Параметр	Пределы установки	Точность измерений при установке	Абсолютная точность при контроле результатов установки	Точность повторяемости при контроле результатов установки
Положение платформы	В пределах круга 50м	5 м (p=95%)	0,5 м (p=95%)	10 см (p=95%)
Курс платформы	$\pm 2,5^\circ$	0,2° (СКО)	0,05° (СКО)	0,02° (СКО)

В табл. 11.5 приведены величины, внутри которых находились абсолютные значения расхождений между показаниями различных измерительных средств и результатами прецизионных фазовых измерений.

Таблица 11.5. Пределы расхождений показаний различных измерительных средств

Параметр/тестируемое средство	Величина расхождения
Расхождение по широте/ДПС с использованием С/А-кода	0,14 м
Расхождение по долготе/ДПС с использованием С/А-кода	0,72 м
Расхождение по курсу/относительный режим GPS, С/А-код	0,06°
Расхождение по курсу/два гироскопа	0,14°

11.4. Использование СРНС в сельском хозяйстве

Работы по использованию СРНС в сельском хозяйстве стали появляться сравнительно недавно. Очевидны преимущества СРНС при обеспечении задач наблюдения, землеустройства, организации землепользования и т.д.

Другим направлением является обеспечение способов проведения точных работ во время сева и обработки посевных площадей, что возможно с использованием методов точных относительных определений. Такая технология позволяет существенно повысить урожайность многих культур.

В [25] рассматриваются результаты работы по алгоритмическому обеспечению движения транспортного средства при сельскохозяйственных работах в условиях проведения измерений положения этого средства с помощью аппаратуры спутниковой дифференциальной подсистемы. Синтезируются алгоритмы предсказания траектории, а также визуализации внешних условий при использовании картографических и других данных.

Для проведения сельскохозяйственных работ фирмой Trimble начала выпускаться специализированная аппаратура AgGPS-122 и AgGPS-132, которая позволяет создавать специальные линейные или площадные карты (планы), проводить маркировку угодий, обозначать поворотные пункты маршрутов и создавать навигационную сеть. Аппаратура включает телескопическую антенну, батареи питания, адаптер питания и вспомогательные соединительные кабели [26]. Для этих же целей фирма Ag Leader также разработала аппаратуру RF3000 [26].

В дальнейшем число подобных работ будет возрастать, о чем свидетельствуют регулярно проводимые по этой теме конференции и другие мероприятия.

11.5. Применение СРНС в гражданской авиации

11.5.1. Полет по маршруту

Использование СРНС в авиации определяется возможностями удовлетворения предъявляемых высоких требований к точности и надежности навигационных определений (см. главу 1). Напомним, что при следовании ВС по маршруту в большинстве случаев требуемая точность (СКО) определения координат составляет от 5,8 км до 200 м [27]. В соответствии с разработанными ИКАО для маршрутного полета ТНХ (RNP) ВС должно находиться с вероятностью 95% (2 СКО) в полосе от $\pm 1,85$ до ± 37 км. Одновременно в РРНП [27] предъявлены высокие требования по надежности: 0,999 – по доступности и целостности при допустимом времени предупреждения – 10 с.

Учитывая, что точность (СКО) определения координат с помощью ГЛОНАСС и GPS находится в пределах 35...50 м, бортовая аппаратура этих систем, исходя из указанных соображений, оказывается пригодной для выполнения поставленных задач. В то же время принципы построения и конкретные временные характеристики систем ГЛОНАСС и GPS по выявлению отказов и оповещению потребителей о возможных нарушениях в работе (главы 2 и 3) напрямую не позволяют считать БА СРНС пригодной к использованию в качестве основного средства навигации ВС без принятия собственных специальных мер по выявлению и исключению измерений, подверженных нарушениям. Такими мерами, как отмечалось выше, являются разработка и реализация алгоритмов контроля целостности в приемнике (RAIM) и в навигационном комплексе (AAIM).

В главе 9 уже отмечалось, что к настоящему времени различными фирмами (Allied Signal, Trimble, Garmin, Bendix, Magellan, Collins и др.) разработано достаточно большое число приемников GPS (в основном для обеспечения полета по маршруту, в зоне АЭ и для неточного захода на посадку) с разными характеристиками и потребительскими свойствами.

При этом условно можно выделить следующие группы аппаратуры:

- дешевые приемники, выполняющие простые навигационные задачи; их применение требует от летного состава хорошей штурманской подготовки, поскольку в полете осуществляется лишь коррекция места;
- многофункциональные приемники с отображением информации в полете, позволяющие выполнять полет по маршруту по правилам полета по приборам;
- совмещенные приемники GPS/Com, в которых совмещены функции определения местоположения и связи; при этом в автоматическом режиме могут передаваться сигналы SOS, координаты и др.;
- многофункциональные приемники, предусматривающие отображение информации на фоне цифровой электронной карты с выбираемым масштабом и возможности дополнительного определения некоторых навигационных параметров (вектор ветра и др.);
- аппаратура, "стационарно" входящая в состав оборудования ВС.

Заметим, что приемники, входящие в первые четыре группы, являются индивидуальными средствами летчика.

Многие образцы аппаратуры начали стихийно размещаться и использоваться на ВС различных классов и назначения. Поэтому возникла настоятельная потребность в регулировании этого процесса.

Требования руководящих документов к функциям БА. Основными руководящими рабочими документами, определяющими возможность использования БА GPS, являются документы Федеральной авиационной администрации США TSO C-129 от 10.12.92 г. "Дополнительное бортовое навигационное оборудование, использующее глобальную систему определения местоположения (GPS)" и Notice N8110.60 от 04.12.95 г. "GPS как основное средство навигации для полетов в океанических и удаленных районах", а также "Стандарт на минимальные рабочие характеристики бортовой авиационной аппаратуры GPS при ее использовании в качестве дополнительного средства" RTCA/DO-208.

Приказом №61 ФАС [28] в России "в целях более эффективного использования спутниковых навигационных систем в практике гражданской авиации и улучшения навигационных характеристик воздушных судов" предписано руководствоваться положениями TSO C-129 и Notice N8110.60 до разработки соответствующей отечественной нормативной базы, а также "Положением о порядке допуска воздушных судов России к полетам в системе зональной навигации (B-RNAV) в Европейском регионе" №3.10-41, утвержденным ФАС России 10.10.97 г.

Учитывая разнообразие созданной техники, в документе TSO C-129 проведена классификация оборудования GPS. Оно разбито на классы А, В, С [28, 29].

Бортовая аппаратура (БА) класса А включает приемник GPS и навигационный вычислитель с функцией RAIM, объединенный с пультом индикации и управления (рис. 11.3). БА класса А1 одобрена для обеспечения полета по маршруту, в зоне аэродрома (АЭ) и при заходе на посадку без средств точного захода, кроме курсовых радиомаяков (КРМ), средств наведения типа КРМ и упрощенных радиосредств направленного действия. БА класса А2 одобрена только для обеспечения полета по маршруту и в аэродромной зоне. БА класса А может использоваться на ВС, не оборудованных навигационными комплексами или системой управления полетом (FMS).

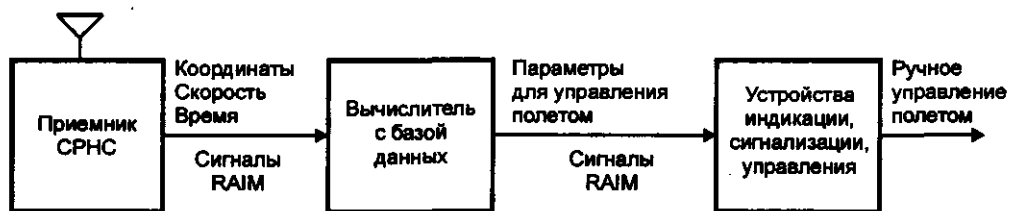


Рис. 11.3. Обобщенная структурная схема БА СРНС класса А

БА класса В представляет собой датчик GPS, который поставляет информацию о параметрах полета в навигационный вычислитель НК или во FMS. БА класса В1 предназначена для обеспечения полета по маршруту, в зоне АЭ, захода на посадку без средств точного захода кроме КРМ, средств наведения типа КРМ и упрощенных радиосредств направленного действия. БА класса В2 предназначена для обеспечения полета по маршруту и в зоне АЭ.

БА классов В1 и В2 должна иметь функцию RAIM (рис. 11.4).

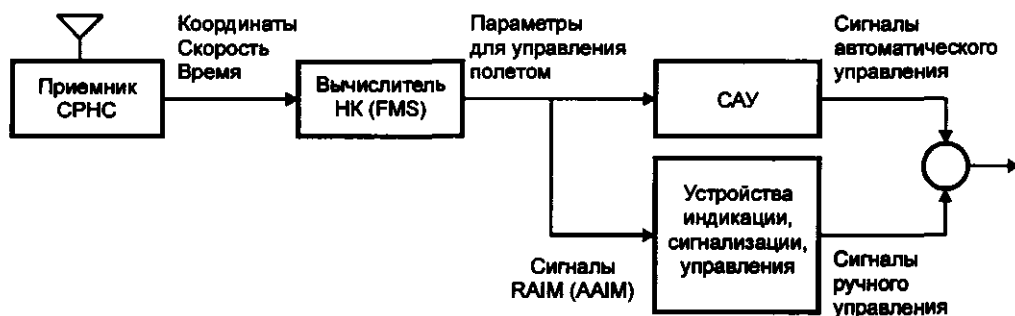


Рис. 11.4. БА СРНС классов В и С в составе бортового оборудования ВС

БА класса В3 предназначена для полета по маршруту, в зоне АЭ, для захода на посадку без средств точного захода кроме КРМ, средств наведения типа КРМ и упрощенных радиосредств направленного действия. БА класса В4 предназначена для полета по маршруту и в зоне АЭ. БА классов В3 и В4 должна иметь совместно с НК (FMS) функцию AAIM, эквивалентную функции RAIM.

БА класса С (C1, C2, C3, C4) аналогична оборудованию класса В (В1, В2, В3, В4 соответственно), но предназначена для ВС, НК или FMS которых имеют расширенные связи с системой управления (автопилотом) или командными пилотажными приборами, позволяющими снизить ошибки управления (пилотирования) ВС [29].

БА класса А содержит базу данных с координатами исходных и конечных пунктов маршрута (ИПМ и КПМ), поворотных (промежуточных) пунктов маршрутов (ППМ, WPT) и самими маршрутами (например, SID – стандартный маршрут вылета и STAR – стандартный маршрут прибытия), с координатами аэродромов, контрольных ориентиров, препятствий, пересечений трасс, с характеристиками используемых радиосредств (VOR, IPRC), ВПП, зон ограничений, запретов, предупреждений и т.д. Одновременно учитывается, что эти данные при использовании аппаратуры классов В и С находятся в вычислителе НК (FMS).

БА класса А может вычислять помимо геодезических координат (широты В и долготы L), высоты опорным эллипсоидом (H), составляющих скорости (V_N , V_E , V_H) и времени (UTC), также путевую скорость (GS, SPD), путевой угол (TRK), удаление от очередного ППМ (DIS, DST),

пеленг очередного ППМ (BRG), линейное боковое уклонение (ЛБУ, ХТК, STR) от линии заданного пути (ЛЗП), время, оставшееся до прибытия в точку назначения при текущей скорости и курсе (ETE), расчетное время прибытия (ETA), скорость движения к точке назначения (VMG), заданный курс (CTS), требуемый разворот (TRN), заданный путевой угол (DTK), выбранный курс при смене ППМ (OBS) и др. (табл. 11.6).

Таблица 11.6. Обозначения параметров и режимов

Параметр, режим	Обозначение
Параметры:	
Геодезические координаты:	
широта	B (ϕ)
долгота	L (λ)
высота	H (alt)
Составляющие скорости (на север, восток и вверх)	V_N, V_E, V_H
Время	UTC
Путевая скорость	GS, SPD
Путевой угол	TRK
Удаление от ППМ	DIS, DST
Пеленг ППМ	BRG
Линейное угловое уклонение	XTK, STR
Время до прибытия в точку назначения при текущей скорости и курсе	ETE
Расчетное время прибытия	ETA
Скорость движения к точке назначения	VMG
Заданный курс	CTS
Требуемый разворот	TRN
Заданный путевой угол	DTK
Выбранный курс при смене ППМ	OBS
Частота маяка	freq
Курс	Heading
Режимы:	
навигация	NAV
программирование ППМ	WAYPOINT
программирование маршрута	FPL, RTE
имитация полета	Simulator
аварийный	NPST
установка	SET, SETUP
"направить на"	DIRTO, GOTO
просмотр сообщений	MSG
встроенный контроль	Test

Эта аппаратура может также осуществлять пересчет высот по давлению и плотности воздуха, истинной воздушной скорости, направления и скорости ветра, определение углов снижения и набора высоты для вертикального маневра, пересчет параметров из одной системы координат в другую и т.д.

К сожалению, летным составом отмечается излишнее многообразие в обозначениях и отсутствие стандартизации процедур использования приемников. Тем не менее можно выделить наиболее характерные режимы работы: навигация (NAV), программирование ППМ (WPT) и маршрут (FPL, RTE), аварийный (NRST), установка (SET), "направить на" (DIR TO или GO TO), просмотр текстовых сообщений (MSG), встроенный контроль, имитация полета.

Летному составу предварительно нужно знать:

- порядок подготовки БА к полету;
- порядок управления БА на этапах полета;
- последовательность действий при изменении условий полета;
- способы использования информации в вычислителе для решения навигационных задач;
- способы взаимного контроля работоспособности БА СРНС и других навигационных средств;
- способы использования других средств навигации при отказах БА СРНС;
- порядок распределения внимания летного состава при использовании БА СРНС.

Особое внимание должно уделяться процессу подготовки аппаратуры к полету, включающему:

- определение необходимых исходных данных;
- составление и ввод программы полета;
- предполетную подготовку и проверку БА.

Все это предполагает подбор и подготовку карт, выбор, прокладку и изучение маршрута и разработку штурманского плана полета.

Требования к индикации. Использование выходной информации БА летчиком осуществляется с помощью систем индикации (дисплеев). При этом может индцироваться как цифровая информация, так и графическая. Так, при индикации цифровой информации:

- дисплеи БА класса А2 должны обеспечивать непрерывное отображение информации с точностью, соответствующей разрешающей способности, требуемой для всего диапазона;
- дисплеи БА класса А2 должны отображать боковое отклонение до ± 20 морских миль (м.м.) или ± 37 км с разрешающей способностью 0,1 м.м. (до 9,9 м.м.) и 1 м.м. (1,85 км) свыше 9,9 м.м.;
- дисплеи БА класса А1 должны отображать боковое отклонение с разрешающей способностью 0,01 м.м. для отклонения менее, чем 1,0 м.м.;
- системы класса А1 должны вычислять и отображать погрешность выдерживания путевого угла либо в аналоговом, либо в цифровом виде с разрешающей способностью один градус.

При индикации нецифровой информации требуемые характеристики приведены в табл. 11.7.

Таблица 11.7. Требуемые характеристики индикации нецифровой информации

Параметр	На маршруте и в зоне аэропорта	Переход к посадке	Некатегоризованный (неточный) заход
Полный масштаб, м.м./км	5,0/9,25	1,0/1,85	0,3/0,556
Четкость показаний, м.м./км	<1,0/1,85	<0,1/0,185	<0,03/0,056
Разрешающая способность, %	± 1	± 1	± 1
Центрированная точность, м.м./км	0,2/0,37	0,1/0,185	0,01/0,0185
Линейность, %	20	20	20
Различимое движение, м.м./км	<0,1/0,185	<0,01/0,0185	<0,01/0,0185

Требования к вводу путевых точек (ППМ). В БА класса А2 должен быть предусмотрен ручной ввод широты/долготы ППМ с разрешающей способностью не хуже 0,1 мин.

БА класса А2, которая выдает "расстояние до" / "пеленг" очередного ППМ, должна обладать разрешающей способностью не хуже 0,1 м.м. (0,185 км) и 0,1 град. соответственно.

В БА класса А1 должен быть предусмотрен ручной ввод широты/долготы ППМ с разрешающей способностью не хуже 0,01 мин.

БА класса А1, которая выдает "расстояние до" / "пеленг" очередного ППМ, должна обладать разрешающей способностью не хуже 0,1 м.м. (0,185 км) и 0,1 град. соответственно.

Требования к индикации отказов и состояний. В соответствии с TSO C-129 должна быть обеспечена индикация следующей информации:

- функции контроля целостности в приемнике (RAIM), определяющей ошибку местоположения, которая превышает допуск, установленный для контроля целостности на этапах полета по маршруту и в районе аэропорта;
- потери функции контроля целостности (RAIM); это предупреждение может быть отложено на соответствующий интервал времени (для подтверждения);
- разрешения режима захода на посадку (БА класса А1);
- осуществления режима захода на посадку (БА класса А1);
- предупреждения о предстоящем автоматическом изменении полного масштаба дисплея на 0,3 м.м. (0,556 км);
- напоминания "вести барометрическую высоту";
- предупреждения пилоту "включить режим захода на посадку".

Примечание: дополнительные навигационные данные (расстояние, время и т.д.) должны быть помечены или устранены совсем, в случае, если их достоверность не может быть гарантирована (не все сообщения об отказах и состоянии требуют устранения навигационных данных).

Должны быть также обеспечены предупреждающие сообщения в режиме навигации о следующих событиях:

- отказ питания или понижение напряжения ниже уровня, необходимого для поддержания режима навигации;
- любая возможная неисправность/отказ, влияющая на выполнение навигационной функции;
- отказ навигационной функции;
- недостоверные или ошибочные навигационные данные в режиме захода на посадку (БА класса А1);
- отсутствие функции контроля целостности (RAIM) при переходе к режиму захода на посадку в контрольной точке конечного этапа захода на посадку (БА класса А1);
- потеря функции контроля целостности (RAIM) на время более, чем 5 минут после прохождения контрольной точки конечного этапа захода на посадку в режиме захода на посадку.

Рекомендованная аппаратура. В [28] отмечается, что к марту 1998 г. были проведены летные испытания спутниковой аппаратуры KLN-90 А/В фирмы Allied Signal на воздушных судах Ил-86, Ил-76, Ту-154М, Ту-134, Як-42, Ан-12, Ан-124 и Ми-8; TNL-2000Т, TNL-2000-Approach фирмы Trimble на ВС ИЛ-62М, Ту-154Б/М, Ми-8Т/АМТ/МТВ. Эти системы соответствуют минимальным требованиям TSO C-129 и имеют режим RAIM [28]. На основании

положительных результатов испытаний перечисленная выше аппаратура указанием Департамента воздушного транспорта (ДВТ) Минтранса РФ № ДВ 6.1-32 (приложение 1) допущена к эксплуатации в качестве дополнительного навигационного средства. С соблюдением установленных требований приемниками GPS различных модификаций к марту 1998 г. было оборудовано более 500 ВС [28]. В настоящее время этот процесс продолжается.

Приказ № 61 [28] разрешает "в воздушном пространстве России и других государств (при отсутствии соответствующих ограничений) использование бортовых приемников GPS, прошедших на воздушных судах (приложение 3) контрольные испытания в установленном порядке согласно указания ДВТ Минтранса от 28.03.95 г. № ДВ6.1-32, в качестве навигационного средства на маршруте (до зоны аэродрома) при комплексном использовании их с другими бортовыми навигационными системами или комплексами" (см. табл. 11.8). "При использовании бортовых приемников GPS в качестве основного навигационного средства для полетов в Европейском регионе в системе зональной навигации (B-RNAV), в океанических и удаленных районах потребители должны доработать бортовые приемники GPS функцией FDE (углубленный автоматический контроль достоверности информации), которую не имеют приемники KLN-90 A/B, TNL-2000T, TNL-2000-Approach и другие, ранее установленные на воздушных судах России".

Таблица 11.8. Бортовые спутниковые приемники GPS, рекомендованные к установке на российские ВС (приложение 3 к приказу №61)

Фирма	Тип приемника	Класс по TSO C-129	Типы воздушных судов
Allied Signal	KLN-90	–	Ту-154, Ми-8Т
Allied Signal	KLN-90A	A2	Ан-24, Ан-26, Ми-8Т, Ил-86, Ил-62М, Ил-76, Ту-154М/Б/С
Allied Signal	KLN-90B	A1	Ил-18, Ил-62М, Ил-76, Ил-86, Ту-134, Ту-154М/Б/С, Як-40, Як-42, Ан-124, Ми-8Т/МТБ/АМТ
Allied Signal	KLN-900	A1	Ил-62М
Garmin	GPS-155	A1	Ту-154М/Б/С, Ту-134, Ил-76/в стадии испытаний
Trimble	TNL-1000	–	Ан-12, Ми-8Т
Trimble	TNL-2000A	–	Ту-154Б, Ил-62М
Trimble	TNL-2000T		Ту-154М, Б, Ми-8МТБ-1
Trimble	TNL-2000 Approach		Ил-62М, Ан-124, Ми-17(2), Ту-154М/Б
Trimble	TNL-2000 Approach Plus		Ил-76/в стадии испытаний
Trimble	TNL-2100T		Ми-8АМТ, Ту-134
Trimble	TNL-2101 input/output		Ту-134

Необходимо отметить, что создание отечественной бортовой аппаратуры, работающей по сигналам систем ГЛОНАСС и GPS типа А-737, Интер-А, СНС-2 и 3, СН-3700 и др. и удовлетворяющей одновременно создаваемым российским нормативным документам (техническим и сертификационным требованиям), создает базу для оборудования отечественных

ВС своей приемной спутниковой техникой. К таким документам относятся "Технические требования на бортовое оборудование спутниковой навигации на этапах маршрутного полета и неточного захода на посадку ВС", документы, определяющие соответствие БО техническим требованиям, квалификационные требования и др.

11.5.2. Заход на посадку

Особое место занимают вопросы использования БА СРНС для обеспечения захода на посадку и посадки ВС. Для обеспечения некатегоризованного (неточного) захода требуемая точность (СКО) определения координат составляет 50 м (см. главу 1). При этом специальные требования к точности определения высоты не предъявляются. Неточному заходу соответствует RNP 0,3; т.е. ВС должно оставаться с вероятностью 95% в рамках коридора ± 556 м. Очевидно, таким требованиям по точности вполне отвечают возможности как ГЛОНАСС при полном развертывании ОГ, так и GPS (СКО=30...50 м в режиме использования открытого кода с селективным доступом).

В то же время обеспечение необходимой достоверности с помощью использования контроля целостности с обнаружением и исключением отказа (FDE) и сохранением способности к навигационным определениям может надежно осуществляться лишь в следующих случаях:

- реализации такого плана полета, когда при заходе на посадку имеется не менее 6 НКА GPS (функции RAIM);
- при наличии и использовании полных ОГ НКА ГЛОНАСС и GPS (функции RAIM);
- при использовании ШДПС WAAS, EGNOS, MSAS;
- при использовании AAIM.

В соответствии с TSO C-129 к функциям контроля целостности предъявляются следующие требования:

- RAIM должна обеспечивать контроль целостности в окрестности аэропорта в пределах 30 м.м. (55,6 км) от точки отправления и назначения;
- контроль целостности в режиме захода на посадку должен быть обеспечен, начиная с расстояния 2 м.м. (3,7 км) от контрольной точки конечного этапа захода на посадку и до точки ухода на второй круг;
- при других условиях должен быть обеспечен режим контроля целостности системы при полете по маршруту;
- соответствующие уровни контроля целостности системы должны включаться автоматически.

При этом БА класса A1 должна подтверждать, что в течение неточного захода на посадку конфигурация спутников будет пригодна для обеспечения функции контроля целостности от контрольной точки конечного этапа захода на посадку до точки ухода на второй круг. В течение пятиминутного периода нет необходимости в оповещении об отказах спутников, которые обнаруживаются и отбраковываются оборудованием после прохождения контрольной точки конечного этапа захода на посадку (это препятствует выполнению функции RAIM).

По запросу пилота должна быть обеспечена информация о доступности функции контроля целостности (RAIM) в планируемой точке назначения на момент расчетного времени прибытия. Такая информация может вычисляться через каждые пять минут или чаще, по крайней мере, в пределах ± 15 минут относительно расчетного времени прибытия. Доступность барометрической высоты при этом может быть предусмотрена и допускается ручной

ввод пункта назначения и расчетного времени прибытия для обеспечения функции контроля целостности.

Для российских специалистов особый интерес представляют результаты работы [30] по обеспечению неточного захода на посадку в аэропорту г. Самара (Курумоч), которые приводятся здесь достаточно подробно. Эта работа проведена с июля по декабрь 1999 г. под методическим руководством ГОС НИИ "Аэронавигация" с участием авиакомпании АО Дойче Люфтганза АГ (Германия) и авиакомпании "Самара". При этом были отработаны:

- методология и программное обеспечение расчета схем подхода и захода на посадку по СРНС;
- методология и программное обеспечение расчета минимальных безопасных высот пролета препятствий и минимумов для посадки по СРНС с использованием в качестве высотного параметра минимума – минимальной высоты снижения (MDH, MBS);
- инструкция по выполнению неточного захода на посадку по СРНС (взаимодействие экипажа и службы ОВД);
- дополнение к фразеологии радиообмена между экипажем и диспетчером ОВД при заходе на посадку по СРНС;
- изменение к Дополнению к Руководству по летной эксплуатации самолета Ту-154М, оборудованного БА KLN-90B B-RNAV.

Кроме того, был также доработан самолет Ту-154М с БА KLN-90B B-RNAV для обеспечения неточного захода на посадку по GPS.

Схемы подхода и захода на посадку по СРНС международного аэропорта г. Самара (Курумоч) были оценены в процессе их облета на комплексном тренажере самолетов А-320, А-340 авиакомпании "Люфтганза" в специальных полетах (без пассажиров) на самолете А-319 (3 захода на каждое направление посадки), а также в процессе регулярных полетов самолетов А-319 и А-320 авиакомпании "Люфтганза", на которых осуществлялось комплексное использование GPS и данных автономных средств с реализацией функций АAIM. Проведенные полеты подтвердили:

- приемлемость разработанных схем;
- достаточную точность наведения в автоматическом режиме управления (по боковому и продольному каналам) для обеспечения неточного захода на посадку по СРНС при установленных минимумах для посадки с минимальной высотой снижения вплоть до 80-100 м;
- приемлемость разработанных процедур взаимодействия экипажа и службы ОВД при выполнении неточного захода на посадку по СРНС.

По оценке экипажей выполнение неточного захода на посадку по СРНС не вызывает трудностей на всех этапах полета от первой навигационной точки схемы захода на посадку до установления визуального контакта с ВПП и выхода на высоту минимума посадки. В ходе полетов проверена разработанная фразеология радиообмена между экипажем и диспетчером ОВД при заходе на посадку по СРНС, а также технология работы диспетчера и взаимодействие его с экипажем.

Результаты опытной эксплуатации подтвердили эффективность процедур маневрирования в зоне аэродрома и захода на посадку без необходимости оснащения аэродрома дополнительными наземными средствами и получили положительную оценку ФСБТ России. Представляется целесообразным широкое внедрение процедур захода на посадку по СРНС в практику гражданской авиации, особенно на аэродромах с несовершенным радиотехниче-

ским обеспечением навигации и посадки. Эксплуатационный выигрыш достигается за счет возможности сокращения времени маневрирования, т.е. установления кратчайших маршрутов подхода от точек входа в район аэродрома до выхода на посадочную прямую, а также достижения полной независимости от работы наземных радиотехнических средств посадки при возможности использования сравнительно низких посадочных минимумов.

Для широкого внедрения метода необходимы [30]:

- проведение точной геодезической съемки в системе координат WGS-84 контрольных точек АЭ (КТА) и торцов (порогов) ВПП; необходимость съемки подтверждается оценкой отличий координат порогов ВПП (Курумоч) в системе СК-42 и WGS-84, достигающих 6-7 с;
- разработка схем подхода и захода на посадку по СРНС;
- определение минимальных безопасных высот пролета препятствий и минимумов аэродрома для посадки по СРНС;
- организация наземной подготовки персонала аэропорта и службы ОВД по процедурам неточного захода на посадку по СРНС;
- проведение доработок воздушных судов для обеспечения захода на посадку по СРНС; необходимым условием при этом является вывод информации с приемника СРНС на планку положения навигационного прибора, а также дополнение системы сигнализации;
- проведение подготовки летного состава к выполнению неточного захода на посадку по СРНС.

К сожалению, не были выполнены заходы на посадку по СРНС на самолете Ту-154М авиакомпании "Самара" из-за непредставления разработчиком приемника СРНС KLN-90B (фирма Allied Signal) базы данных аэронавигационной информации (АНИ) с координатами точек схем захода аэропорта г. Самара (Курумоч), что является необходимым условием реализации неточного захода на посадку по СРНС (документ ИКАО 8168 PANS-OPS, том II, глава 33 п. 33.1.4).

База данных приемника формируется по данным общей базы АНИ фирмы Jeppesen на основании официальной информации, предоставляемой государством в АИП. В настоящее время в сборнике АИП России и стран-членов СНГ данные по заходу на посадку с помощью СРНС для аэропорта г. Самара (Курумоч) не опубликованы. Вопрос же с опубликованием схем захода на посадку в АИП до настоящего времени не был решен из-за отсутствия в России правовых положений о публикации координат порогов ВПП и точек пути в системе координат WGS-84.

Отметим, что полученный в работе [30] опыт, особенно в части обеспечения необходимой аэронавигационной информацией, исключительно полезен и в ходе создания спутниковых систем посадки в условиях категорий ИКАО. Из предшествующего рассмотрения следует, что основными путями в этом направлении будут:

- использование WAAS, EGNOS, MSAS (глава 6);
- использование локальных ДПС (глава 8).

Если ШДПС создаются с целью обеспечения посадки ВС в условиях I-й категории ИКАО (до высоты 60 м), то ЛДПС создаются для обеспечения посадки в условиях I-й, II-й (до высоты 30 м) и даже III-й (вплоть до касания ВПП, пробега и руления) категорий ИКАО. Соответствующие требования к точности и надежности навигационных определений приведены в табл. 1.1, 1.2, 1.3 главы 1. Результаты (в основном положительные) опытной оценки возможностей создаваемых дополнений СРНС приведены в главах 6 и 8.

Необходимо отметить, что проведенное рассмотрение вопросов использования СРНС в авиации учитывает то, что оборудование этих систем должно входить составной частью в создаваемую перспективную аэронавигационную систему (FANS), представляющую глобальную комплексную систему связи, навигации и наблюдения/ организации воздушного движения (CNS/ATM) [31-32].

11.5.3. Обеспечение решения специальных задач

Особое место занимают вопросы использования СРНС для обеспечения решения в авиации специальных задач (аэрофотосъемка, разведка полезных ископаемых, поиск и спасение до и др.). Как следует из главы 1 (табл. 1.1), требуемые точности определения координат здесь могут составить от 1 до 10 м, что может быть обеспечено с помощью ДПС, в том числе таких, как WAAS, EGNOS, MSAS и др.

Среди специальных задач можно также выделить военные применения [33-36]. В результате использования БА GPS в составе НК таких самолетов, как В-2, А-10, F/A-18 и др., реализуется точная коррекция и азимутальная выставка ИНС в полете, обеспечивается повышение точности бомбометания и применение управляемого вооружения (бомбы JDAM и др.).

Особое место занимают и заслуживают внимания работы по использованию СРНС для определения относительных (взаимных) координат при взаимодействии нескольких ВС [37,38]. Это использование основано на передаче по каналам обмена данными координат НК, полученных с помощью БА СРНС, или ПД БА взаимодействующих ВС (а также других параметров) и расчета на этой основе относительных координат. Такие задачи возникают при обеспечении безопасности полета групп ВС, при организации поисковых операций и т.д. (рис. 11.5).

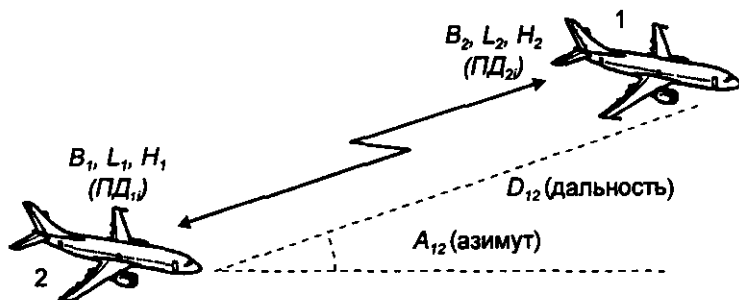


Рис. 11.5. Определение относительных координат в поисковой операции

Поясним имеющие здесь место процессы обработки информации.

Пусть с какого-либо j -го ВС абсолютные геодезические координаты передаются на i -е ВС. Опуская аргументы времени, преобразуем геодезические координаты (B_s, L_s, H_s) i -го и j -го ВС в геоцентрические координаты X_s, Y_s, Z_s ($s=i, j$) на основе известных соотношений:

$$\begin{aligned} X_s &= (N_s + H_s) \cos B_s \cos L_s, & Z_s &= [N_s(1 - e^2) + H_s] \sin B_s, \\ Y_s &= (N_s + H_s) \cos B_s \sin L_s, & N_s &= a(1 - e^2 \sin^2 B_s)^{-1/2}, \end{aligned} \quad (11.1)$$

где a и e – большая полуось и эксцентриситет референц-эллипсоида соответственно.

Тогда прямоугольные относительные координаты U_{ji} , V_{ji} , W_{ji} j -го ВС в системе координат (СК) i -го ВС (V – вдоль строительной оси вперед, U – вправо и W – вертикально вверх) получаются с помощью соотношения:

$$\begin{bmatrix} U_{ji} \\ V_{ji} \\ W_{ji} \end{bmatrix} = T_w T_i \begin{bmatrix} X_j - X_i \\ Y_j - Y_i \\ Z_j - Z_i \end{bmatrix}, \quad (11.2)$$

где $T_i = \begin{bmatrix} -\sin L_i & \cos L_i & 0 \\ -\cos L_i \sin B_i & -\sin L_i \sin B_i & \cos B_i \\ \cos L_i \cos B_i & \sin L_i \cos B_i & \sin B_i \end{bmatrix}$, $T_w = \begin{bmatrix} \cos \psi_i & -\sin \psi_i & 0 \\ \sin \psi_i & \cos \psi_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, (11.3, 11.4)

ψ_i – курс i -го ВС. При этом U_{ji} , V_{ji} и W_{ji} – соответственно интервал I_{ji} , дистанция S_{ji} и превышение H_{ji} между j -м и i -м ВС.

Взаимная дальность D_{ji} , азимут A_{ji} , угол места ϑ_{ji} определяются с помощью соотношений:

$$D_{ji} = (U_{ji}^2 + V_{ji}^2 + W_{ji}^2)^{1/2}, \quad A_{ji} = \arctg \frac{U_{ji}}{V_{ji}}, \quad \vartheta_{ji} = \arctg \frac{W_{ji}}{(U_{ji}^2 + V_{ji}^2)^{1/2}}, \quad (11.5)$$

Соотношения (11.1)-(11.5) служат основой для определения взаимных координат (ОВК) любого j -го ВС на любом i -м ВС по информации НК обоих ВС. Если в качестве относительной системы координат (ОСК) взять прямоугольную СК x , y , z , начало которой совпадает с i -м ВС (ось y направлена на север, x – на восток, z – вверх), то относительные координаты (x_{ji} , y_{ji} , z_{ji}) j -го ВС получаются с помощью соотношений:

$$\begin{bmatrix} x_{ji} \\ y_{ji} \\ z_{ji} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_j - x_i \\ y_j - y_i \\ z_j - z_i \end{bmatrix}, \quad D_{ji} = (x_{ji}^2 + y_{ji}^2 + z_{ji}^2)^{1/2}, \quad (11.6)$$

$$A_{ji} = \arctg \frac{x_{ji}}{y_{ji}} - \psi_i, \quad \vartheta_{ji} = \arctg \frac{z_{ji}}{(x_{ji}^2 + y_{ji}^2)^{1/2}}. \quad (11.7)$$

Заметим, что ОСК x_{im} , y_{im} , z_{im} в какой-либо момент t_m может быть принята в качестве неподвижной и служить основой для организации комплексной обработки информации (КОИ) данных НК и, возможно, данных специализированных измерителей взаимных координат всей группы. Использование соотношений (11.1)-(11.7) позволяет производить расчеты без потери точности. В то же время не исключено, что иногда они могут быть упрощены, однако это должно иметь соответствующие обоснования.

Алгоритмы КОИ этих данных в общем виде разработаны в [39]. При этом показано, что потенциальная (наиболее высокая) точность может быть получена на основе создания и функционирования централизованного алгоритма оптимального последовательного оценивания всех измерений группы ВС (как локальных для каждого ВС в отдельности, так и взаимных между парами ВС) [39]. Напомним только, что в этом случае может происходить компенсация квазисистематических погрешностей. Они обусловлены ошибками координатно-временного обеспечения НКА, особенностями ионосферы и селективным доступом (глава 5).

11.6. Использование СРНС на железнодорожном транспорте

В ряде стран начаты работы по применению спутниковых навигационных технологий на железнодорожном транспорте. Так, в главе 7 отмечалось, что планы создания национальной дифференциальной подсистемы GPS (NDGPS) стали частью закона США о развитии транспорта на 1998 г.

Инициатива в проведении этих работ исходит от таких организаций, как Федеральная администрация высокоскоростного транспорта, Федеральная железнодорожная администрация и Агентство по точному управлению поездами [40].

Сообщается, что эти работы продолжают финансироваться Конгрессом США [41] в сумме 5 млн. долл. на 2000-й финансовый год по программе федеральных высокоскоростных магистралей.

По мнению отечественных авторов работы [42], аппаратура СРНС, позволяющая определять координаты и скорость движения локомотива (состава), может наряду с соответствующими средствами связи стать основой построения центров управления перевозками (ЦУПВ), работающими в реальном времени. ЦУПВ и диспетчерский центр призваны контролировать дислокацию составов на трассе, автоматически строить график исполненного движения, управлять скоростью движения, передавая команды на локомотив. Экспериментальные работы проводились на Красноярской железной дороге с 1995 по 1997 гг., а также по маршрутам Красноярск-Хабаровск и Красноярск-Москва. В апреле 1998 г. проводился эксперимент по сопровождению контейнерного поезда, следовавшего по маршруту Находка-Брест. Информация о движении поезда передавалась через поездную дуплексную радиостанцию РВ-1 в центр управления Красноярской ж/д и через систему спутниковой связи "Трасса" – в ГВЦ МПС.

На Красноярской ж/д разворачивается опытный полигон по отработке спутниковых технологий в управлении движением поездов. Несколько локомотивов оборудуются приемниками ГЛОНАСС/GPS МРК-19Л, которые предназначены специально для этой цели, а также для размещения на других подвижных средствах в составе навигационно-информационных комплексов (НИК) [43].

При помощи НИК должны решаться задачи: повышения безопасности движения; обеспечения оптимальных режимов ведения поезда; обеспечения навигационного сопровождения локомотива; контроля местоположения и скорости поезда на электронной карте диспетчерского центра железной дороги; автоматического ведения "скоростимерной ленты" и графика исполненного движения.

В состав НИК должны входить база данных ж/д и маршрутное задание машиниста. БД содержит информацию о всех особенностях пути, например, сведения о координатах границ блок-участков, данные о вертикальном (уклон) и горизонтальном (кривые) профиле пути, ограничения скорости на перегонах, координаты, названия и схемы станций, расстояния до мест ограничений и повышенного внимания. Комплексное использование данных приемника СРНС и информации БД позволяет осуществлять непрерывное и надежное навигационное обеспечение локомотива в условиях местности со сложным рельефом, приводящим к потере радиовидимости НКА в таких местах, как туннели, ущелья и др. Приемник МРК-19Л позволяет определять координаты с точностью (СКО) 30 м, скорость – 0,15 м/с, ускорение – 0,01 g, а также формировать аппаратную метку времени с погрешностью относительно шкалы государственного эталона – 1 мкс. Масса приемника вместе с антенным блоком составляет 3,2 кг. При этом обеспечивается дискретность выдачи информации в 1 с по портам ввода вывода RS-232, RS-422.

В течение 1997 г. на полигоне Красноярской железной дороги проводились эксперименты по комплексированию аппаратуры САУТ, являющейся на сегодня одной из основных в системе безопасности, с интегрированным приемником ГЛОНАСС/GPS МРК-12. Испытания проводились на локомотиве серии ВЛ80Р с целью обоснования замены традиционных напольных устройств спутниковым приемником с БД. Успешное проведение экспериментов продемонстрировало возможность работы САУТ без напольных устройств в интеграции со спутниковой навигационной аппаратурой.

11.7. Использование СРНС при обеспечении навигации морских и речных судов

Как следует из главы 1 и из [29], для обеспечения плавания морских судов в открытом море (океане) и прибрежных водах требуемая точность (2 СКО) определения места находится в зависимости от класса судна в диапазоне от нескольких километров до сотен метров. В портах, гаванях, на подходах к ним, в проливных зонах и узкостях требуемая точность (2 СКО) определения места составляет от 8 до 20 м. При проведении картографических, океанографических, изыскательских и других работ требуемая точность будет еще более высокой (доли и единицы метров). Требуемые уровни доступности и целостности находятся в диапазоне от 0,99 до 0,9997 при задержке оповещения о неисправности от единиц до десятка секунд. Требуемые точности определения координат при навигационном обеспечении речных судов аналогичны принятым для морских потребителей.

В соответствии с изложенным для обеспечения плавания в открытом море и прибрежных водах используется бортовая аппаратура GPS в номинальном (автономном) режиме с точностью 35...50 м (СКО) совместно с другими навигационными средствами.

Для обеспечения плавания в портах, гаванях, на подходах к ним, в проливных зонах и узкостях, а также при движении по внутренним водным путям могут использоваться и используются локальные дифференциальные подсистемы (ЛДПС) СРНС, созданные на базе всенаправленных радиомаяков (см. главу 8). При этом точность (с вероятностью более 0,95) определения координат при совместном использовании ГЛОНАСС и GPS составляет от 2 до 10 м. Надежность обслуживания и доступность составят соответственно более 0,9997 (ГЛОНАСС) и 0,998 (GPS) при времени предупреждения об отказе лучше 10 с [29].

Проведение картографических, океанографических, гидрографических, изыскательских и некоторых других работ (по расстановке знаков судоходной обстановки, замеру глубин и т.д.) требует использования систем геодезической точности.

Особенности использования СРНС для морских судов достаточно подробно и квалифицированно рассмотрены в [29]. Здесь только подчеркнем, что морские ЛДПС оказываются одними из самых распространенных наземных средств обеспечения спутниковой навигации. Действительно, морские ЛДПС размещены в США (практически по всему побережью), по периметру о. Исландия, по побережью Италии и в других странах Европы. 12 радиомаяков размещены вдоль побережья Австралии. Отмечается также их размещение в Китае, Индии, Южной Африке, Великобритании, Канаде и в ряде других мест. К середине 1998 г. насчитывалось 187 таких радиомаяков в 28 странах мира. В настоящее время проводятся работы по размещению оборудования ЛДПС и в России на маяке "Шепелевский" вблизи Санкт-Петербурга и на маяке при входе в Цемесскую бухту вблизи Новороссийска.

Для судов морского и речного флота в РНИИ КП разработана морская отечественная БА СРНС "Шкипер-КН" массой 2,5 кг (точность определения координат 15...20 м). Кроме того, фирмой "Навис" создана и прошла с положительными результатами испытания 14-

канальная БА ГЛОНАСС/GPS "Бриз-К" (СН-3101) и ее модификация СН-3102 массой 2,6 кг, позволяющая определять координаты с точностью (СКО) 15...20 м в автономном режиме и 1...3 м – в дифференциальном. Последняя позволяет также обеспечивать движение по заданному маршруту и имеет расширенный набор сервисных и штурманских задач, включая отображение данных на электронной карте, реализованной на графическом жидкокристаллическом дисплее с разрешением 640×480 точек.

Примером использования СРНС для обеспечения прецизионных морских работ служит исследование [44], в котором оценивались возможности использования фазовых измерений и сети морских дифференциальных станций, позволяющих рассчитывать комплексные поправки для определения координат и высоты на сантиметровом уровне точности.

В последнее время появилась тенденция к усилению требований к точности определения координат в открытом море (океане) (до единиц – десятка метров), что предопределяет возросший интерес морского сообщества к широкозонным подсистемам WAAS, EGNOS и MSAS. Поэтому отметим также 16-канальную судовую приемную БА МТ-102 и МТ-201, предназначенную для морских и речных судов, скорость которых не превышает 50 узлов (90 км/ч). Эта БА служит для приема сигналов ГЛОНАСС/GPS, широкозонных дополнений (ШДПС) WAAS и EGNOS, а также сигналов стандартных морских ЛДПС. БА МТ-102 имеет расширенный набор навигационных функций. Эти устройства могут сопрягаться с навигационными комплексами или электронно-картографическими системами по интерфейсу RS-232 и протоколом обмена NMEA 0183 [45].

11.8. Применение СРНС для навигации в наземных условиях

В главе 1 и в [29] сформулированы требования к основным характеристикам навигационного обеспечения наземного (автомобильного) транспорта. Если при решении общих задач (обеспечение безопасности движения, организация перевозок пассажиров и грузов в процессе хозяйственной деятельности) требуемая точность (предельная ошибка) определения координат составляет 100 м, то при решении специальных задач (слежение за экологически опасными грузами, защита от угона и поиск угнанных средств и т.д.) точность возрастает до 5...15 м. Поэтому, если в первом случае достаточно использовать аппаратуру ГЛОНАСС/GPS в автономном режиме, то во втором – необходимо привлекать дифференциальные подсистемы. Необходимо также отметить, что обеспечение требований по надежности в обоих случаях будет связано с привлечением дополнительной внешней информации. В этом смысле полезно исследование [46], в котором показаны возможности взаимной компенсации недостатков каналов GPS и ИФРНС (Лоран-С/Чайка) при совместном использовании этих систем в условиях Санкт-Петербурга. Если система GPS иногда отказывает вблизи высотной застройки, то канал ИФРНС отказывает, например, под высоковольтными линиями и под контактными проводами городского транспорта.

Производители к настоящему времени разработали ряд образцов приемников ГЛОНАСС/GPS. Так, 12-канальный датчик координат "Фора" разработки МКБ "Компас" предназначается для применения в автоматизированных системах диспетчерского управления наземным транспортом. Он позволяет определять координаты с точностью (СКО) до 15 м, высоту – с точностью до 20 м и скорость движения – 0,1 м/с при среднем времени наработки на отказ 20000 ч. (см. табл. 9.1). Предусмотрена возможность реализации дифференциального режима. В табл. 9.1 приведены также характеристики навигационной аппаратуры НА-010 с приемником GPS и интегрированное оборудование НК-100, содержащее каналы

ГЛОНАСС/GPS и ИФРНС Чайка/Лоран-С. При использовании этой аппаратуры на автомобильном транспорте предусмотрена передача навигационных данных в центр контроля.

НПП "Термотех" создана также интегрированная навигационная система "ИНС-Контроль" серии TT5300 и TT5100, представляющая собой универсальное оборудование навигации, связи и измерений для ГЛОНАСС/GPS. Зона действия системы определяется только используемым каналом связи (выделенным, транкинговым, сотовым или спутниковым).

Функциональные возможности системы: определение координат в автономном и дифференциальном режимах работы; слежение и управление мобильными объектами, контроль состояния систем; передача текстовых и формализованных сообщений; отображение и обработка информации о местоположении и состоянии мобильных объектов; сбор, обработка и отображение информации о состоянии окружающей среды и др.

Система TT5100 использовалась для контроля местоположения колонны на автопробеге Москва-Владивосток, проведенном АО "Москвич" в 1999 г. [47].

16-канальная автомобильная приемная аппаратура "Котлин НТ-101", созданная РИРВ на базе приемного навигационного модуля K-161, принимает сигналы систем ГЛОНАСС, GPS и WAAS, EGNOS (по выбору), а также сигналы средневолновых морских маяков. РИРВ создал также автомобильный навигационно-связной терминал НСТ-101G, работающий по системам ГЛОНАСС, GPS, WAAS, EGNOS, а также по сигналам средневолновых морских маяков. Предусмотрена передача информации по каналу сотовой связи GSM-900 на диспетчерский пункт [48, 49].

Создание малогабаритных и легких приемных устройств GPS предопределило возможности их использования для индивидуального пешего туризма и путешествий. В этом смысле представляют интерес возможности ручного приемника GPS-12 (Personal Navigator™) фирмы Garmin [50] массой 270 г. Этот же приемник может использоваться при передвижениях на автомобиле, катере и даже при полетах ВС сверхлегкой авиации. Он в состоянии работать как в номинальном (автономном), так и в дифференциальном (при наличии специального приемника сигналов морских ЛДПС) режимах. Некоторые результаты практической оценки его точности приведены в главе 3.

Индикатор приемника имеет пять информационных страниц:

- состояния спутников с наглядной индикацией используемых НКА (мощность сигнала, азимут и угол возвышения);
- положения с индикацией координат и высоты места потребителя, а также времени; кроме того, показывается в движении путевой угол и скорость;
- карты, позволяющая видеть положение потребителя, пройденный путь и ближайшие ППМ, "расстояние до" и пеленг ППМ, к которому осуществляется движение; многие используемые термины и способы навигации взяты из практики навигационного обеспечения ВС;
- навигационная, позволяющая управлять движением на ППМ и включающая две подстраницы: компаса и пути;
- меню, обеспечивающая доступ к управлению ППМ, маршрутами и установками функций через подменю.

Отметим, что подстраница компаса индицирует точку назначения вверх страницы с пеленгом и расстоянием до ППМ. В центре страницы имеется изображение компаса, а стрелка показывает направление на ППМ, к которому осуществляется движение; внизу индицируется путевой угол, скорость и расчетное время прибытия. Естественно, этот компас является виртуальным, поскольку в таких габаритах возможно получать от СРНС лишь позиционную и скоростную информацию, а информация о направлении движения содержится в векторе

скорости. Этого, однако, достаточно для создания управляющих сигналов посредством сравнения пеленга ППМ и текущего путевого угла.

Устройство может хранить до 500 ППМ. Заметим, что в приемнике предусмотрены расчеты на 106 эллипсоидах, включая эллипсоид WGS-84. Однако среди них нет эллипсоида Красовского и эллипсоида ПЗ-90. При точной навигации указанное обстоятельство создает трудности для программирования ППМ непосредственно с использованием отечественных карт, поскольку предварительно необходимы преобразования снятых с карты координат Гаусса-Крюгера в геодезические координаты системы WGS-84. Простое использование снятых с карт геодезических координат СК 1942 г. вместо координат WGS-84 может привести к появлению ошибок в сотни метров. На практике часто координаты в системе WGS-84 получают посредством предварительных измерений в нужной точке. Последующие координаты точек маршрута (ППМ) могут получаться с помощью расчетов на основе найденных по карте дальностей и азимутов ППМ относительно точки с известными B, L, H .

Необходимо отметить, что в последнее время возрос интерес к комплексному использованию наземных приемников СРНС и автономных систем счисления для непрерывного навигационного обеспечения при передвижении в условиях городской высотной застройки или в условиях горных ущелий. В качестве последних могут быть использованы, например, одометрическая система автомобиля, измеряющая скорость движения и курс [51], или упрощенная инерциальная система [52].

11.9. Использование СРНС для синхронизации систем связи и энергетических систем

К настоящему времени разработана аппаратура ГЛОНАСС/GPS для синхронизации систем связи. Так, РИРВ разработал модуль синхронизации телекоммуникационных систем, представляющий собой встраиваемый 16-канальный датчик сигналов времени и частоты, предназначенный для точного и непрерывного определения текущего времени и выдачи сигналов 10 МГц и 1 Гц, синхронизированных с назначенной системной шкалой времени [53]. СКО определения времени после калибровки и компенсации – 50 нс и не более 7 мкс за 24 ч в автономном режиме.

Создан унифицированный синхронизатор (УС) для сети цифровой синхронной связи (SDH – Synchronous Digital Hierarchy), предназначенный для формирования опорных синхросигналов в сетях связи SDH 1, 2, и 3-го уровней [54]. При этом формируется опорная частота с заданной точностью, синхросигналы частоты 2048 кГц и 2048 кбит/с и др. Предусмотрены 6 вариантов комплектации, в которые помимо временного приемника могут входить подстраиваемый кварцевый синхронизатор, квантовый стандарт частоты на цезиевой атомнолучевой трубке или квантовый стандарт частоты на рубидиевой газовой ячейке. В зависимости от комплектации обеспечивается стабильность частоты за один месяц от $\pm 5 \cdot 10^{-8}$ до $\pm 5 \cdot 10^{-12}$ [54].

Вопросам использования GPS для синхронизации телекоммуникационных систем посвящена также работа [55].

СРНС также оказываются идеальным и сравнительно экономичным и надежным средством синхронизации работы разнесенных объектов мощных энергетических систем. Так, в работе [56] приведены результаты использования сигналов GPS для синхронизации 100 разнесенных в пространстве объектов Бонневильской энергетической системы США. Максимально реализуемая точность синхронизации – 200 нс, максимальные ошибки могут возрасти (из-за селективного доступа GPS) до величины ± 1 мкс.

11.10. Использование СРНС в геодезии и для мониторинга деформаций земной поверхности

Основные методические положения использования СРНС для решения геодезических задач достаточно полно изложены в [29]. Поэтому здесь приведем обзор некоторых последних работ, не нашедших еще освещения в печати. Заметим, что соответствующие разделы постоянно занимают важное место на наиболее авторитетных конференциях, посвященных СРНС.

Так, одной из лучших работ последней конференции ION GPS-99 признана работа [57], в которой описана схема построения и использования сети постоянно работающих контрольных станций, предназначенных для наблюдения за состоянием земной поверхности округа Metropolitan Water District в южной Калифорнии, в котором расположены более 30 объектов, обеспечивающих питьевой водой многие районы штата. В числе таких объектов: дамбы, линейные резервуары, энергетические сооружения, отстойники для очистки воды.

Для контроля 20 из них используются определения с помощью приемников GPS геоцентрических координат X , Y , Z и осуществляются расчеты относительных координат по отношению к установленным геодезическим пунктам, которые затем дополняются измерениями, проводимыми с привлечением других средств.

В [58] изложены вопросы использования анализа эффекта многолучевости с целью обнаружения деформаций различных поверхностей применительно к контролю многочисленных протяженных сооружений Гонконга, таких, как высотные здания, мосты, дамбы, скаты и т.д.

Вопросам контроля и обнаружения неоднородностей при создании железных дорог, которые могут существенно снизить эффективность и безопасность использования высокоскоростных магистралей, посвящена работа [59]. Для решения задачи контроля проводятся прецизионные определения с помощью геодезического комплекса, включающего аппаратуру GPS и инерциальную навигационную систему. Приемник GPS работает в дифференциальном режиме и проводит фазовые измерения.

Задача фиксации в университете штата Новый Южный Уэльс (Австралия) сейсмических волн с помощью двух приемников GPS Leica CRS1000, измеряющих смещения и использующих кинематический режим в реальном времени (RTK) со скоростью выборки 10 Гц, решалась в [60]. Для отработки метода использовался синусоидальный сигнал с частотой от 2,3 до 3 Гц и амплитудой 12,7 мм. В процессе обработки измерений использовался адаптивный фильтр и метод наименьших квадратов, а также привлекались данные измерений, осуществляемых с помощью акселерометров.

В работе [61] метод проведения относительных измерений на одной базе распространяется на случай использования нескольких баз с целью повышения точности геодезических определений. Проведенные исследования подтвердили возможности получения при этом более точных и надежных данных. В ходе работы использовались четыре двухчастотных приемника типа Leica GPS-System 300. Проверка гипотез проводилась с использованием χ -квadrat критерия.

Рассмотрению новых возможностей, которые открываются перед геодезией при использовании третьей гражданской частоты сигнала GPS для преодоления известного фактора неоднозначности фазовых измерений, посвящена работа [62]. Хотя реальное использование открывающихся возможностей может иметь место лишь после 2005 г. после запуска Блок-IIIF, их уже сейчас следует учитывать при планировании соответствующих мероприятий.

В работе [63] представлены методы обработки собранных во время полетов самолета инерциальных данных и данных трех приемников GPS с целью определения положения с

точностью на уровне дециметра и ориентации с точностью до одной угловой минуты. Такие точности необходимы для проведения прецизионной съемки гравиметрических параметров и определения высоты полета. Съемки проводились над португальскими Азорскими островами в октябре 1997 г. В процессе обработки определялось положение и ориентация гравиметра и двух высотомеров (радио- и лазерного). Использовался дифференциальный режим GPS и фазовые измерения на частотах L1 и L2.

В заключение отметим, что с каждым годом круг вопросов использования СРНС в интересах геодезии и мониторинга деформаций земной коры существенно расширяется.

Литература к главе 11

1. Lashapelle G. Attitude Determination, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 10.1-10.11.
2. Чернодаров А.В. и др. Интегрированная обработка информации в бесплатформенных инерциально-спутниковых системах навигации и ориентации маневренных летательных аппаратов. Материалы 4-й международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, май 1996.
3. Джанджгава Г.И., Рогалев А.П., Чернодаров А.В. Интегрированная первичная обработка информации в бесплатформенных инерциально-спутниковых системах ориентации и навигации. Материалы 4-й международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург, май 1996.
4. Carson R. Space Station Attitude Determination Using Interferometry and an Inertial Rate Sensor, ION 52th Annual Meeting Proc., Cambridge, Massachusetts, June 19-21, 1996.
5. Wolf R., et al. An Integrated Low Cost GPS/INS Attitude Determination and Position Location System, ION GPS-96 Proc., Nashville, 1996.
6. Mathur N. New Coning Attitude Algorithm for a Low Cost INS-GPS Integration, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
7. Hayward R. Inertially Aided GPS Based Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Aircraft, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
8. Ward L., Axelrad P. A Combined Filter for GPS-Based Attitude and Baseline Estimation, Navigation (USA), v. 44, N2, 1997.
9. Longstaff I., Brown A. Precision Attitude Determination Using a Low Grade GPS-Aided Inertial Measurement Unit, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
10. Бабич О.А., Михальченко С.В. Комплексирование инерциальных и радиотехнических измерителей в задачах ориентации. Конференция Российского общественного института навигации "Комплексирование глобальных радиотехнических и автономных навигационных систем", Москва, 28.10.1997.
11. Kornfeld P., et al. Single-Antenna GPS-Based Aircraft Attitude Determination, Navigation, 1998, v. 45, N1.
12. Adams J., et al. Experiments in GPS Attitude Determination for Spinning Spacecraft With Non-Aligned Antenna Arrays, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
13. Purivigraipong S., et al. Novel Algorithms for Modeling Vector Observations for Spacecraft Attitude Determination Using GPS Signals, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
14. Phillips R., et al. A Low Cost Low Power INS/IGPS Spacecraft Attitude Determination System, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
15. Buist P., et al. Spacecraft Full Attitude Determination from a Single Antenna: Experimentation with the PoSAT-1 GPS Receiver, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.

16. Vinnins M., Gallop L. A Real-Time Short-Baseline Azimuth Determination System Using GPS, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
17. Hayward R., Powell J.D. Real Time Calibration of Antenna Phase Errors for Ultra Short Baseline Attitude Systems, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
18. Fenton P., et al. Using GPS for Position and Attitude Determination of the Canadian Space Agency's Active Rocket Mission, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
19. Harvey R. Development of an Integrated GPS Dual-Antenna Fixed Baseline Precision Pointing System, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
20. Long J. GPS in Mining, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
21. Johnson L. Advantages of an Augmented GPS Precision Sensor for Machine Control Applications in Open Pit Mining, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
22. Contreras H. GPS+GLONASS Technology at Chuquicamata Mine, Chile, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
23. Celebi M. Monitoring of Structures Using GPS, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
24. Ashkenazi V. Construction Plant Control by Kinematic GPS and GLONASS, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
25. Virine L. and Abousalem M. Using DGPS and Virtual Reality for Navigation Guidance in Precision Agriculture, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
26. GPS World, 1998, N12, pp. 28-29.
27. Российский радионавигационный план. НТИЦ "Интернавигация", версия 2, –М., 1998.
28. Приказ №61 "О внедрении в практику гражданской авиации России бортовых приемников спутниковой навигационной системы GPS". Федеральная авиационная служба России, 14.03.98.
29. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС/ИПРЖР, Москва, 1998.
30. А.А. Музалёв, А.Л. Ройзензон, Т.И. Прокуронова. Результаты опытной эксплуатации по выполнению неточных заходов на посадку по спутниковой навигационной системе//Новости навигации, НТИЦ "Интернавигация", РОИН, 1999, №4 (6).
31. FANS(II)/3-WP/87, ICAO, 1992.
32. А.С. Гриневич. Спутники для авиации//Воздушный транспорт, 1996, с. 38-39.
33. Abbott A., et al. Integration of GPS into the B-2 Stealth Bomber, ION GPS-97, Nashville, 1997.
34. Hileman B.R., Pinchak S.J. Increased combat Effectiveness with Embedded GPS/INS in A-10 Fighter Aircraft, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
35. Kaspar B., Dahlen N. Demonstration of the DARPA Global Positioning System Guidance Package on a U.S. Navy F/A-18, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
36. Pommilet P.E., Portal D., Clemenceau P.J. Totem 3000: The New Generation of INS/GPS from Sextant Avionique, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
37. Информационная система межсамолетной навигации; Пат. 2089449 Россия, МКИ6 В 64С 13/13/ Джанджгава Г.И., Герасимов Г.И., Негриков В.В., Никулин А.С.; АО РПКБ, № 95120621/11; Заявл. 8.12.95; Опубл. 10.9.97. Бюл. №25//РЖ "Воздушный транспорт", 1998, №2, Реферат 2Б53П.
38. Farrell J. L., et al. Send Measurements, Not Coordinates, Navigation (USA) vol. 46, N3, 1999.
39. Соловьев Ю.А. Потенциальная точность совместной оценки координат группы подвижных объектов//Радиотехника, 1990, №2.
40. GPS World Newsletter, Nov.7, 1997.
41. Newsletter, ION, v. 9, N3, 1999.

42. Васекин А.И., и др. Опыт внедрения аппаратуры спутниковых навигационных систем в технологии управления железнодорожным транспортом. Тезисы региональной научно-практической конференции. Новосибирск, МПС РФ, 24-26 июня 1999.
43. Приемник СНС ГЛОНАСС/GPS. Рекламный проспект КГТУ, НИИ радиотехники, ГУ НПП "Радиосвязь", Красноярск, 1999.
44. Paulo Fortes L., et al. Testing of a Multi-Reference GPS Station Network for Precise 3D Positioning in the St. Lawrence Seaway, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
45. Судовая приемная аппаратура МТ-102 (МТ-201). Рекламный проспект РИРВ, 2000.
46. Б.Ф. Бабайкин, Н.А. Степанова. Сравнительные результаты опытной эксплуатации датчиков координат систем GPS и ИФРНС на автомобильном транспорте в условиях Санкт-Петербурга. Международная конференция "Планирование глобальной радионавигации". Москва, 1997.
47. Интегрированная навигационная система "ИНС-Контроль" серии ТТ5300 и ТТ5100. Рекламный проспект НПП "Термотех", 1999.
48. Автомобильная приемная аппаратура "Котлин НТ-101". Рекламный проспект РИРВ, 2000.
49. Автомобильный навигационно-связной терминал НСТ-101G. Рекламный проспект РИРВ, 2000.
50. GPS-12, Руководство пользователя, Garmin, 1997.
51. Ffoulkes-Jones G., Whitworth G. Adding Vehicle Dead-Reckoning Data for Improved Automotive GPS Performance in an Urban Environment, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
52. Maurer M., et al. Multi-Sensor System for Landmobile Applications Using GPS/GLONASS and Additional Sensors, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
53. Модуль синхронизации, работающий по системам ГЛОНАСС/GPS. Рекламный проспект, РИРВ, 2000.
54. Унифицированный синхронизатор для сети цифровой синхронной связи. Рекламный проспект, РИРВ, 2000.
55. Giles B., Zampetti G. Low Installation Cost GPS Telecommunications Synchronisation, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
56. Martin K. GPS Timing in Electric Power Systems, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
57. Duffy M., A., Whitaker C. Deformation Monitoring Scheme using Static GPS and Continuous Operating Reference Stations (CORS) in California, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
58. Xiaoli Ding, et al. Surface Deformation Detection Using GPS Multipath Signals ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
59. Luck T., et al. Track Irregularity Measurement using an INS - GPS Integration Technique, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
60. Linlin Ge. GPS Seismometer and its Signal Extraction, ION GPS-99 Proc., Nashville, 1999.
61. Wu J. Multiple GPS Base Stations for High-Reliability Positioning, ION 55th Annual Meeting Proc., Cambridge, Massachusetts, June 28-30, 1999.
62. Han S., Rizos C. The Impact of Two Additional Civilian GPS Frequencies on Ambiguity Resolution Strategies, ION 55th Annual Meeting Proc., Cambridge, Massachusetts, June 28-30, 1999.
63. Tome P., et al. Position+Attitude from GPS+INS for RTK Airborne Sensing, ION 55th Annual Meeting Proc., Cambridge, Massachusetts, June 28-30, 1999.

Глава 12

Комплексирование СРНС и других навигационных систем

Использование информации СРНС подвижными объектами (ПО) различного назначения имеет более, чем тридцатилетнюю историю, начало которой было положено вводом в строй морских доплеровских низкоорбитальных систем первого поколения "Транзит" и "Цикада". Уже тогда рассматривались вопросы комплексирования этих систем с другими измерителями [1].

Однако широкое применение СРНС стало возможным лишь с вводом в эксплуатацию среднеорбитальных систем второго поколения ГЛОНАСС и GPS. Разработано значительное число типов аппаратуры потребителей (АП).

Одновременно растет осознание необходимости мер и проводятся мероприятия по повышению точности, помехоустойчивости АП, обеспечению непрерывности работы навигационных средств в условиях существования естественных и искусственных помех, маневрирования воздушных судов (ВС), качки морских судов (МС), затенения антенн АП и возможного ухудшения качества навигационных сигналов космических аппаратов СРНС.

Важнейшим направлением этого процесса является комплексирование и совместная обработка информации СРНС с информацией других навигационных систем и устройств. Этому способствует то обстоятельство, что на многих ПО помимо АП СРНС размещаются и используются такие средства, как инерциальные и инерциально-доплеровские навигационные системы (ИНС и ИДНС), курсо-доплеровские и курсо-воздушные системы счисления, одометрические системы, аппаратура радиотехнических систем ближней (РСБН) и дальней (РСДН) навигации и др. Все воздушные суда имеют также средства измерения барометрической и геометрической высоты полета, а МС – эхолоты. На некоторых ВС помимо этого имеется банк данных о высоте рельефа местности. В состав оборудования различных ПО входят также датчики времени (часы).

Объединение (интеграция) оборудования в единый функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанный навигационный комплекс (НК) позволяет полнее использовать имеющуюся на борту ПО избыточность информации, благодаря чему появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений, расширения круга решаемых задач и улучшения качества их выполнения.

В работе [1] дан обзор основных принципов, направлений, методов и способов комплексирования СРНС и других измерителей, проанализированы полученные результаты и указаны наиболее вероятные направления дальнейших работ. Выполненный анализ показал, что при этом используются следующие принципы комплексирования:

- совмещение функций различных радиотехнических систем, приводящее к появлению многофункциональных интегрированных комплексов. Пример реализации – разработка многофункциональных комплексов, которые создаются на базе существующих систем связи, навигации и опознавания;

- объединение технических средств, измеряющих одни и те же или функционально связанные навигационные параметры, комплексная (совместная) обработка информации (КОИ) и взаимная информационная поддержка нескольких устройств или систем НК.

Общие идеи методов комплексной обработки навигационной информации восходят к К. Гауссу, а основные ее методы были созданы и получили дальнейшее развитие в работах Колмогорова А.Н., Н. Винера, Л. Заде и Дж. Рагазини, Р. Калмана, Пугачева В.С., Семенова В.М., Стратоновича Р.Л., Тихонова В.И., Ярлыкова М.С., Крутько П.Д., Жохова И.А., Болнокина В.К. и др.

Естественно, что максимального выигрыша от комплексирования навигационных измерителей можно достичь, решив соответствующую задачу синтеза, что позволяет определить единую оптимальную структуру и характеристики системы КОИ.

Однако общая сложность проблемы такова, что такая задача пока практически решается отдельно на уровнях первичной и вторичной обработки информации, деление на которые по существу является условным. Под первичной обработкой информации (ПОИ) понимают поиск, обнаружение, селекцию, преобразование и обработку (в режиме слежения) сигналов навигационных и специальных измерителей с целью определения соответствующих радионавигационных параметров. Например, псевдодальности (ПД) и приращения ПД или псевдоскорости (ПС). Под вторичной обработкой информации (ВОИ) понимают выполняемую в ЭВМ обработку выходных данных самих измерителей, результаты которой используются для определения и уточнения координат и скорости движения, углов ориентации ПО и источников погрешностей измерителей. Если вычисление параметров движения осуществляется в АП СРНС, то может вводиться термин "предварительная ВОИ" (ПВОИ). С другой стороны, при глубокой коррекции ИНС иногда используется понятие первичной обработки сигналов и ее чувствительных элементов.

12.1. Комплексирование на уровне ПОИ и ПВОИ

На практике степень интеграции устройств и систем в составе НК до настоящего времени была такова, что комплексное использование информации чаще применялось при ее вторичной обработке. Но ВОИ дает наиболее значимый положительный эффект, когда соответствующие измерители работоспособны, т.е. на выходах измерителей имеются достаточно "хорошие" сигналы, сформированные в результате ПОИ. Реальные условия применения аппаратуры навигационных потребителей ПО показывают, что многие измерители, и прежде всего радиотехнические, далеко не всегда находятся в работоспособном состоянии. Например, в реальных условиях нередко наблюдается срыв сопровождения сигналов в каналах дальности из-за многолучевости или действия других помех, захват ложных фазовых дорожек и т.д.

Существенного улучшения работоспособности АП СРНС можно достичь за счет комплексной ПОИ. Комплексирование устройств и систем на уровне ПОИ позволит:

- сократить время поиска сигналов измерителей;
- уменьшить или полностью исключить вероятность ложных захватов следящих измерителей и уменьшить вероятность срыва слежения за соответствующими параметрами радиосигналов;
- улучшить характеристики точности и помехоустойчивости радиотехнических измерителей в режиме слежения и устранить или уменьшить методические погрешности измерителей;

- обеспечить режимы квазикогерентного приема и обработки радиотехнических сигналов (что не представлялось возможным в соответствующих некомплексных измерителях), и, тем самым, значительно улучшить характеристики их точности;
- компенсировать для высокодинамичных ПО влияние движения объекта на работу измерителей.

Возможности использования навигационных данных НК для поиска сигналов СРНС отмечаются уже в первых работах [1]. Действительно, указание текущих координат, скорости и времени позволяет сузить диапазон априорных значений задержек и доплеровских частот и сократить время поиска, а использование углов ориентации ПО позволяет реализовать антенные системы с управляемыми диаграммами направленности, что расширяет возможности функционирования ПО в сложной помеховой обстановке.

12.1.1. Частотные методы оценки навигационных параметров

Первоначальные подходы к разработке алгоритмов ПОИ радиотехнических навигационных измерителей (в частности, СРНС) и использования для этой цели внешней информации (от ИНС) основывались на синтезе и анализе следящих систем с применением частотных методов или методов на основе применения преобразования Лапласа. При этом для комплексирования двух и более навигационных измерителей был, по-видимому, впервые применен принцип теории инвариантности и предложены алгоритмы совместной обработки по схемам компенсации, фильтрации и введения дополнительной информации в кольцо слежения.

На этой основе были созданы аналоговые и дискретные следящие измерители задержки, фазы и частоты сигнала СРНС. В качестве общей схемы измерения задержки, иллюстрирующей эффект использования скоростной информации ИНС, рассматривалась аналоговая схема, приведенная на рис. 12.1.

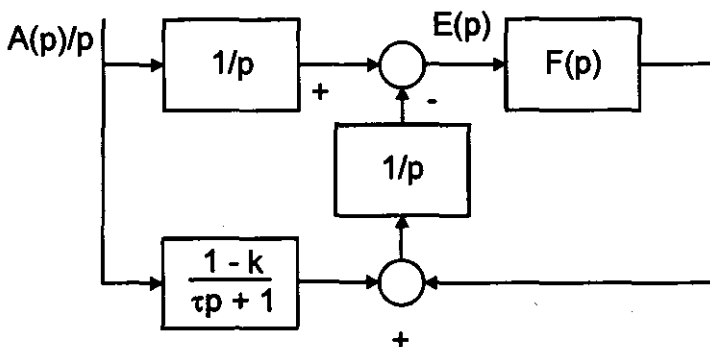


Рис. 12.1. Аналоговая схема комплексирования

Эта следящая схема состоит из дискриминатора, фильтра $F(p)$ и интегратора (p – параметр преобразования Лапласа). При этом считается, что скорость вводится через звено с передаточной функцией $(1-K)/(\tau p+1)$, в которой τ является постоянной времени, моделирующей запаздывание скоростной информации, а K характеризует относительную погрешность измерения скорости.

Если ввод скорости осуществляется точно, $K=0$, и без задержек, $\tau=0$, то ошибка в канале слежения будет отсутствовать, т.е. воспроизведение задержки сигнала в принципе мо-

жет осуществляться достаточно точно. Таким образом, эффект воздействия помех может быть снижен за счет сужения полосы пропускания следящей системы и увеличения ее постоянной времени.

Искусство конструктора состоит в обоснованном выборе тех или иных параметров при условии минимизации суммарной погрешности за счет помех и динамической ошибки с учетом несовершенства схемы ввода информации от ИНС и погрешности последней. В частности, именно для уменьшения параметра τ предлагается использовать информацию ИНС не через стандартные линии информационного обмена, а непосредственно из платформы ИНС или вычислителя бесплатформенной ИНС (БИНС). Кроме того, это является одним из обоснований создания интегрированных систем, разработка которых поддерживается созданием встраиваемых в ИНС плат ГЛОНАСС/GPS.

12.1.2. Временные методы оценки навигационных параметров

Развитие методов синтеза и анализа динамических систем во временной области, связанное с именами Понтрягина Л.С., Стратоновича Р.Л., Тихонова В.И., Калмана Р., Ярлыкова М.С. и др., привело к их интенсивному использованию в радионавигации. В частности, наиболее употребительными оказались методы марковской теории оптимального нелинейного оценивания (МТОНО). Для решения задач синтеза систем комплексной обработки информации методы МТОНО были впервые применены М.С. Ярлыковым.

Одними из первых работ, посвященных синтезу оптимальных алгоритмов совместного непосредственного оценивания задержки фазы и частоты при приеме сигнала СРНС, являются исследования, которые основываются на специальных моделях для описания динамики изменения оцениваемых параметров каждого канала (задержки, фазы) и комплексирования каналов СРНС, Лоран-С/Чайка и других навигационных систем посредством оптимального нелинейного оценивания вектора состояния, включающего параметры движения ПО (координаты, составляющие скорости и ускорения), а также некоторые другие переменные [2-6].

Некогерентная обработка сигналов СРНС. В соответствии с принятыми предположениями комплексирование и совместная обработка информации каналов СРНС и РСДН основываются на нахождении наилучшей оценки, позволяющей минимизировать апостериорный риск, который представляет собой интеграл от произведения апостериорной плотности вероятности на некоторую функцию риска [4]. Оценка получается на основе решения уравнения Стратоновича для апостериорной плотности вероятности.

В [5] предлагается реализовать трехэтапную комплексную обработку сигналов и данных СРНС, РСДН и ИНС: на этапе 1 реализовать обработку сигналов СРНС, затем (этап 2) – обработку сигналов СРНС и РСДН (по мере прихода импульсов) и, наконец, на этапе 3 – реализовать алгоритмы комплексирования СРНС, РСДН с ИНС.

Соответствующая структурная схема обработки может включать дискриминаторы СРНС и РСДН, блок выделения информационных параметров служебной информации СРНС, блок комплексной обработки информации и устройство формирования опорных сигналов, подаваемых на дискриминаторы.

В [5] предлагается также эффективная упрощенная блок-схема взаимного контроля показаний СРНС, РСДН и ИНС при появлении одного отказа, поскольку вероятность одновременного появления отказов двух и более систем оказывается исчезающе малой. При этом показано, что выигрыш от совместной обработки информации более ощутим в условиях усложненной помеховой обстановки, при больших значениях геометрических факторов СРНС, при работе с неполным созвездием и в случае аномальных режимов функционирования СРНС.

В [6] синтезированы также алгоритмы комплексной ПОИ (для этапа захода на посадку) сигналов СРНС с привлечением данных от ИНС, радио- и баровысотомеров (РВ и БВ). Использована несколько иная схема обработки данных ИНС, при которой измерения скорости вводятся в уравнение вектора состояния в качестве управляющих воздействий.

Кроме того, в процессе фильтрации одновременно осуществляется обработка дискретных параметров сигналов СРНС, необходимых для передачи служебной информации (эфемериды и др.), на основе поиска максимума апостериорной вероятности.

Моделирование показало, что среднеквадратические остаточные ошибки оценивания при этом будут находиться на уровне не хуже 10...20% от первоначального. При этом переходные процессы оценивания будут составлять не более 9 с по плановым координатам и 0,1 с по высоте. Таким образом, чисто случайные ошибки определения координат и высоты в номинальном режиме без КОИ порядка 10 м (СКО) могут быть снижены до уровня 1...2 м, что достаточно для обеспечения захода на посадку по категории I.

Моделирование показало также работоспособность алгоритмов в широком диапазоне отношений сигнал СРНС/помеха: от $1 \cdot E^{-5}$ до $1 \cdot E^{-3}$ [6].

Квазикогерентная обработка сигналов СРНС. В работе [2] ставится и решается задача синтеза субоптимальных алгоритмов нелинейного оценивания навигационных параметров при приеме квазикогерентных сигналов СРНС с учетом полимодальности апостериорной плотности вероятности, в первую очередь в интересах разрешения многозначности фазовых измерений задержек и определения псевдодальности с точностями на уровне 1-2 см (рис. 12.2). Они могут быть реализованы при сверхточном определении координат в дифференциальном режиме работы СРНС. Заметим, что на рис. 12.2 приведены достижимые точности определения ПД при дополнительном использовании данных ИНС (кривая 1) и без привлечения этой информации (2).

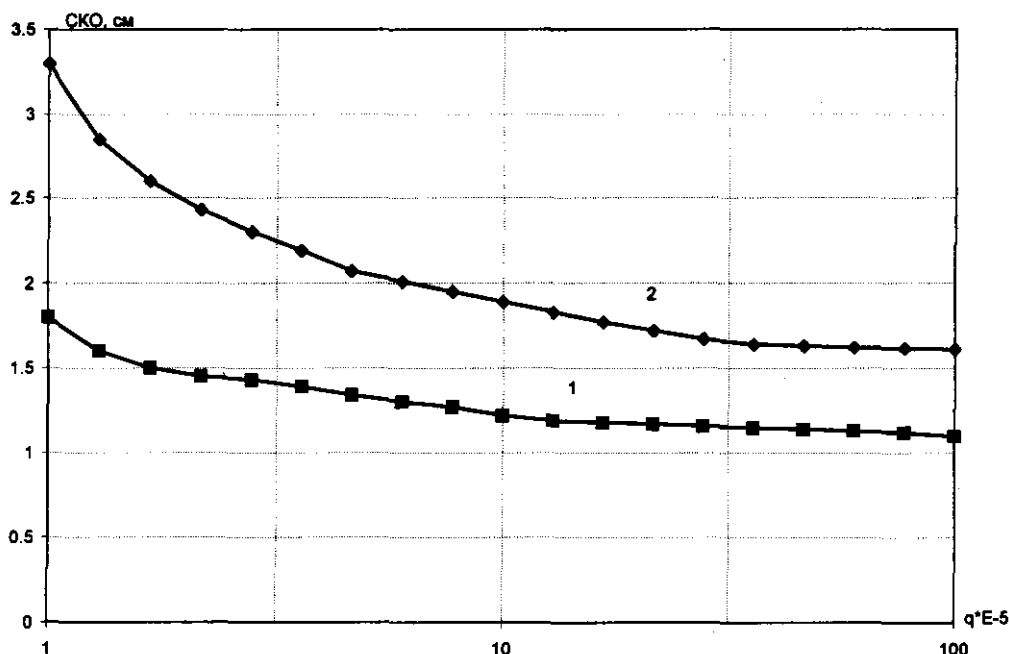


Рис. 12.2. Точность определения псевдодальности

Задача разрешения многозначности фазовых измерений с использованием ИНС решалась также в предположении, что неизвестное число перескоков фазы определяется в ходе решения задачи оценки параметров с помощью алгоритмов оптимальной линейной последовательной фильтрации [7]. Эти работы сопутствуют использованию методов разнесенного приема сигналов нескольких КА, вычисления и обработки первых, вторых и третьих разностей.

Обработка сигналов интегрированных систем. В [3] рассматриваются вопросы алгоритмического обеспечения связи алгоритмов ПОИ для оценки параметров полезных радиосигналов с алгоритмами предварительной вторичной обработки (ПВОИ), осуществляющими оценку вектора состояния ВС с привлечением информации ИНС. Отличительной особенностью предложенных алгоритмов является то, что в них минимизированы перекрестные связи между каналами. Это может существенно упростить алгоритмы комплексирования, в том числе, при необходимости, их реконфигурацию и перестройку. Приведенный в [3] пример совместной обработки сигналов СРНС, РСБН с привлечением данных ИНС показал, что соответствующее ухудшение точности по сравнению с аналогичными характеристиками оптимальной схемы оказываются несущественными.

Рассмотренные подходы и результаты развиты с целью синтеза реконфигурируемых алгоритмов приемной аппаратуры для совместной обработки информации ГЛОНАСС/GPS и ИНС. Эти алгоритмы помимо повышения точности должны обеспечивать также возможности автономного контроля целостности СРНС (наличие сигнала) с количественной оценкой характеристик точности и помехоустойчивости [11]. На рис. 12.3 приведены результаты оценки достоверности контроля D_k как функции отношения сигнал/помеха q : $D_k = 1 - P_{\text{ош}}$, где $P_{\text{ош}}$ – сумма апостериорных вероятностей ошибок 1-го и 2-го родов, полученная по результатам моделирования. Из рисунка видно, что в штатных условиях функционирования обеспечивается достоверность контроля, близкая к 1. Однако при усложнении помеховой обстановки она снижается до уровня 0,8 при $q = 10^{-4}$ и до 0,6 при $q = 10^{-5}$.

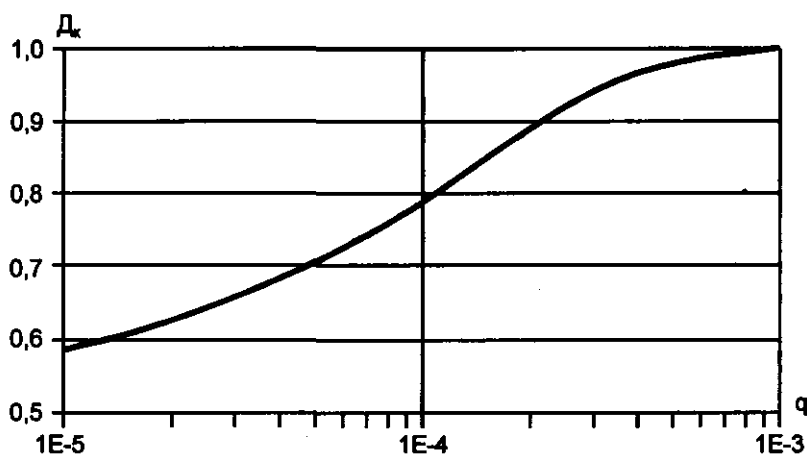


Рис. 12.3. Достоверность контроля

Рассмотренные методы и подходы к комплексированию СРНС с другими навигационными средствами и устройствами на уровне ПОИ и ПВОИ содействуют реализации как принципа совмещения функций различных систем (СРНС ГЛОНАСС и GPS, РСДН, РСБН) в многофункциональных интегрированных системах, так и принципа объединения технических средств, в том числе различной физической природы (СРНС, ИНС, СВС).

Таким образом, в развитие частотных методов анализа и синтеза измерительных систем разработаны подходы и методы оценки радионавигационных параметров СРНС и параметров движения на основе марковской теории оптимальной нелинейной фильтрации во временной области, которые позволяют осуществлять комплексную обработку сигналов СРНС и других РНС (РСДН, РСБН, РВ), в том числе с привлечением данных ИНС. Соответствующие алгоритмы были развиты в направлении создания методов квазикогерентной обработки и контроля достоверности информации [2-11]. В дальнейшем следует ожидать работ по реализации разработанных методов на современной и перспективной элементной базе. Соответствующие тенденции уже наметились. Важное место при этом должны занимать и усилия по уменьшению вычислительной сложности алгоритмов обработки.

12.2. Комплексирование на уровне вторичной обработки информации СРНС

В отличие от использования ПОИ и ПВОИ комплексирование на уровне вторичной обработки информации (ВОИ) СРНС предполагает в первую очередь:

- уточнение углов ориентации (курса, крена и тангажа), оценку и уточнение параметров калибровки навигационных датчиков, таких, как дрейфы гироскопов, масштабные коэффициенты, смещения акселерометров и др.;
- обеспечение на этой основе непрерывности навигационных определений ПО и повышение точности определения координат, высоты, скорости ПО на всех этапах его движения, в том числе и при временной неработоспособности АП в случаях воздействия помех или энергичных маневров ПО;
- улучшение характеристик целостности навигационных определений, то-есть способности за счет совместной обработки информации автономных средств (особенно ИНС) и СРНС обеспечивать решение задачи бортового автономного контроля целостности – САИМ или для авиации – ААИМ (Airborne Autonomous Integrity Monitoring), в дополнение к контролю целостности, осуществляемому в приемнике СРНС (РАИМ);
- обеспечение за счет более точной информации, полученной в процессе вторичной обработки, сокращения времени поиска и вхождения в режим слежения, а также улучшение характеристик контуров слежения за кодом, частотой и фазой несущей частоты, сужение соответствующих полос пропускания и, как следствие, повышение помехозащищенности АП СРНС.

12.2.1. Основные схемы комплексирования АП СРНС и автономных систем счисления

В соответствии с простейшим алгоритмом комплексирования предусматривается использование на выходе НК координат и скорости АП СРНС при ее нормальной работе и информации автономной системы при неработоспособности АП СРНС. Такие алгоритмы ВОИ реализованы на многих ПО, особенно модернизируемых. Аппаратурной основой комплексирования является наличие в НК цифровых вычислителей и стандартных линий информационного обмена. Для ВС такой обмен осуществляется в соответствии со стандартами ГОСТ 18977-79 (с руководящим техническим материалом PTM 1495-75), ГОСТ 26765.52-87, MIL/STD-1553B и положениями документов ARINC-743, ARINC-429, RS-232, RS-422.

Ниже рассмотрены алгоритмы ВОИ и схемы комплексирования, реализуемые с помощью навигационного фильтра (НФ). Разомкнутая схема (рис. 12.4, см. далее) предусматривает раздельное функционирование приемника СРНС, ИНС, системы воздушных сигналов (СВС), как датчика барометрической высоты, и "часов" – бортового эталона времени и частоты (БЭВЧ). Предполагается, что выходная информация систем поступает в вычислитель, реализующий навигационный фильтр.

В задачи НФ входят: оценки погрешностей и источников погрешностей измерений; прогнозирование этих оценок; компенсация погрешностей и оценка навигационных параметров (НП), в том числе в автономном режиме функционирования НК (при перерывах в работе АП).

Как известно, чаще всего выходными параметрами АП СРНС являются геодезические широта и долгота (B_G, L_G), высота над уровнем референц-эллипсоида H_G , составляющие скорости в направлениях восток, север и вверх (V_{GN}, V_{GE}, V_{GH}), поправка к шкале времени T' и уход частоты f' БЭВЧ по отношению к шкале СРНС, если предполагается синхронизация часов АП с БЭВЧ.

Выходными параметрами кроме того служат:

у ИНС – $B_I, L_I, H_I, V_{NI}, V_{EI}, V_{HI}$;

у СВС – абсолютная высота H_a и скорость ее изменения V_{Ha} ;

у БЭВЧ – отсчеты временной шкалы T_a и частота f_a .

Если АП СРНС построена по одноканальной схеме, в нее могут поступать данные ИНС и СВС для синхронизации измерений ПД и ПС.

Оценка погрешностей и их источников в НФ строится, как практически общепринято, с применением алгоритмов оптимального последовательного линейного (фильтр Калмана) и нелинейного оценивания (фильтрации) и их модификаций. Важнейшей частью НФ является блок прогнозирования оценок погрешностей на основе моделей ошибок автономных систем. Знание моделей и точность их описания будут определять точность прогнозирования оценок погрешностей, а с ней и точность определения навигационных параметров в автономном режиме.

Остановимся более подробно на применении методов оптимальной последовательной фильтрации (ОПФ), как частного случая МТОНО, которые используются и в других схемах комплексирования.

Предполагается, что вектор η истинных параметров движения ПО описывается разностным уравнением

$$\eta_k = F(\eta_{k-1}, \omega_{k-1}), \quad (12.1)$$

где ω_{k-1} – вектор управляющих и возбуждающих воздействий. В вектор η могут входить широта, долгота и высота (B, L, H) над уровнем референц-эллипсоида ПЗ-90 (WGS-84) или Красовского (СК-42), соответствующие составляющие скорости (V_N, V_E, V_H), ускорения (A_N, A_E, A_H), время T и частота f или часть этих параметров.

Предполагается, что все погрешности и источники погрешностей измерений автономных средств и приемника СРНС объединены в общий вектор состояния ξ , для которого известно разностное векторно-матричное уравнение

$$\xi_k = \Phi_k \xi_{k-1} + u_k, \quad (12.2)$$

где Φ_k – переходная (фундаментальная) $n \times n$ матрица соответствующего дифференциального уравнения; u_k – n -вектор возбуждающих белых шумов. Индекс k обозначает соответствие

переменных и матриц времени t_k . Уравнение (12.1) описывает поведение ξ на интервале $[t_{k-1}, t_k]$. Предполагается гауссовский характер и несмещенность всех погрешностей и их источников.

Предполагается также, что $M\{\xi_0 \xi_0^T\} = P_0$ – ковариационная матрица начальных условий $n \times n$, $M\{u_k u_k^T\} = Q_k$ – ковариационная матрица возбуждающих белых шумов $n \times n$.

Измерения автономных (ИНС и др.) средств η_{ak} могут быть записаны в виде:

$$\eta_{ak} = \eta_k + M_{ak} \xi_k, \quad (12.3)$$

где M_{ak} – соответствующая матрица $n \times r$.

Измерения (определения) приемника СРНС в общем случае записываются в виде:

$$\zeta_k = S(\eta_k) + M_{rk} \xi_k + w_k, \quad (12.4)$$

где $S(\cdot)$ – в общем случае некоторая известная нелинейная вектор-функция размерности m , M_{rk} – матрица $m \times r$, w_k – m -вектор измерительных шумов. Последние также полагаются несмещенными нормальными с известной ковариационной матрицей R_k .

Если предположение о несмещенности не выдерживается, то соответствующая переменная может вноситься в вектор состояния ξ или может далее предполагаться специальное исследование влияния смещений, как возбуждающих, так и измерительных.

Учитывая (12.3), задача оптимальной оценки η_k может рассматриваться как задача оптимальной оценки ξ_k по измерениям η_{ak}, ζ_k в моменты времени $t_1, t_2, \dots, t_k$. Эта задача отличается от общеизвестной в теории оптимального оценивания из-за наличия в (12.3), (12.4) неизвестного вектора η_k . Чтобы преодолеть эту трудность, из (12.3) найдем $\eta_k = \eta_{ak} - M_{ak} \xi_k$ и подставим в (12.4). Получим

$$\zeta_k = S(\eta_{ak} - M_{ak} \xi_k) + M_{rk} \xi_k + w_k, \quad (12.5)$$

и задача оценки ξ_k из (12.2) будет иметь классический вид, то-есть будет задачей оценки ξ_k по данным ζ_k из (12.5), где η_{ak} выступает в роли известного параметра. При этом не делается никаких предположений относительно поведения η , то-есть используется принцип двухканальности или инвариантности по отношению к полезному сигналу.

Наилучшая в смысле максимума апостериорной плотности вероятностей оценка ξ_k получается на основе алгоритмов нелинейной ОПФ 1-го порядка:

$$\begin{aligned} \xi_{k/k} &= \xi_{k/k-1} + G_k (\zeta_k - \zeta_{k/k-1}), \quad G_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}, \\ P_k &= P_{k/k-1} - G_k H_k P_{k/k-1}, \quad H_k = \frac{\partial h_k}{\partial \xi_k} \Big|_{\xi_k = \xi_{k/k-1}}, \quad h_k = S(\eta_{ak} - M_{ak} \xi_k) + M_{rk} \xi_k, \\ P_{k/k-1} &= \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + Q_k, \quad \xi_{k/k-1} = \Phi_k \xi_{k-1}, \quad \zeta_{k/k-1} = S(\eta_{ak} - M_{ak} \xi_{k/k-1}) + M_{rk} \xi_{k/k-1}. \end{aligned} \quad (12.6)$$

Прогнозирование на время t_p оценок ξ_k осуществляется на основе линейного соотношения

$$\xi(t_p) = \Phi(t_p, t_k) \xi_k, \quad (12.7)$$

где $\Phi(t_p, t_k)$ – переходная матрица вектора состояния.

Наконец, коррекция показаний НК в автономном режиме осуществляется на основе соотношения

$$\eta(t_p) = \eta_a(t_p) - M_{ap} \xi(t_p). \quad (12.8)$$

Точность прогноза (автономного режима) будет характеризоваться ковариационной матрицей

$$P(t_p / t_k) = \Phi(t_p, t_k) P_k \Phi^T(t_p, t_k) + Q(t_p, t_k). \quad (12.9)$$

Алгоритм (12.6) имеет различные модификации: симметричную ковариационную, информационную, модификацию, использующую так называемые квадратные корни матриц, последовательную во времени и пространстве измерений и т.д. Все эти формы предназначены для обеспечения вычислительной устойчивости реализаций соотношений (12.6) в бортовых цифровых вычислительных машинах (БЦВМ) с ограниченной разрядностью и памятью при наличии ошибок моделей, линеаризации нелинейностей и т.д. Для этого используется также настройка фильтров путем подбора Q и R , а также способы обеспечения "робастности" или нечувствительности результатов оценивания к вариациям действительных значений Q и R . Их основная идея состоит в некотором увеличении "про запас" соответствующих диагональных элементов этих матриц.

В авиационных применениях АП СРНС совместно с платформенной ИНС вектор состояния, в частности, может иметь вид:

$$\xi^T = [\Delta B, \Delta L, \Delta H, T', \Delta V_N, \Delta V_E, \Delta V_H, f', \Phi_N, \Phi_E, \Phi_H, \varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_H, \dots], \quad (12.10)$$

где $\Delta B, \Delta L, \Delta H$ – ошибки соответственно широты, долготы и высоты полета; $\Delta V_N, \Delta V_E, \Delta V_H$ – ошибки составляющих скорости; Φ_N, Φ_E, Φ_H – погрешности ориентации; $\varepsilon_N, \varepsilon_E, \varepsilon_H$ – скорости дрейфов гироскопов, T' и f' – ошибка времени и уход частоты БЭВЧ. При этом предполагается демпфирование вертикального канала ИНС с помощью СВС.

Следует иметь в виду, что в состав оцениваемых переменных могут также включаться погрешности и масштабные коэффициенты акселерометров, коэффициенты дрейфов гироскопов, температурные коэффициенты, погрешности определения высоты и вертикальной скорости с помощью СВС и т.д.

Если выходными параметрами АП СРНС являются координаты, высота, составляющие скорости, поправки к шкале времени и ее уходу, то в предположении отсутствия систематических погрешностей спутниковых определений и ошибок селективного доступа или, если все эти погрешности полагаются неучитываемыми смещениями, матрица $n \times 8$ измерений H имеет вид:

$$H_k = \begin{bmatrix} -I_4 & 0 & 0 \\ 0 & -I_4 & 0 \end{bmatrix}, \quad (12.11)$$

где I_4 – единичная матрица 4×4 , 0 – нулевые блочные матрицы соответствующих размерностей. Матрица H_k^* может быть представлена в виде:

$$H_k^* = [H_k, 0], \text{ где } H_k^* = \begin{bmatrix} -I_4 & 0 \\ 0 & -I_4 \end{bmatrix}. \quad (12.12)$$

Матрица измерительных белых шумов 8×8 представляется в виде:

$$R_k = (D_{\xi k}^T R_k^{-1} D_{\xi k})^{-1}, \quad (12.13)$$

где R_k^* – ковариационная матрица $2M \times 2M$ шумов измерений псевдодальностей (ПД) и псевдоскоростей (ПС), $D_{\xi k}$ – матрица $2M \times 2M$ частных производных D_b и D_v , $i=1, \dots, M$ по ΔB , ΔL , ΔH , T , ΔV_N , ΔV_E , ΔV_H , f , то-есть:

$$D_{\xi} = \begin{bmatrix} D_{1B} & D_{1L} & D_{1H} & D_{1T} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ D_{MB} & D_{ML} & D_{MH} & D_{MT} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{D}_{1B} & \dot{D}_{1L} & \dot{D}_{1H} & \dot{D}_{1T} & \dot{D}_{1VN} & \dot{D}_{1VE} & \dot{D}_{1VH} & \dot{D}_{1f} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \dot{D}_{MB} & \dot{D}_{ML} & \dot{D}_{MH} & \dot{D}_{MT} & \dot{D}_{MVN} & \dot{D}_{MVE} & \dot{D}_{MVH} & \dot{D}_{Mf} \end{bmatrix}. \quad (12.14)$$

Если на выходе приемника СРНС находятся измеренные значения ПД и ПС D_i и $\dot{D}_i$, $i=1, \dots, M$, то матрица измерений может быть записана в виде:

$$H_k = \begin{bmatrix} D_{\xi k} & 0 \end{bmatrix}, \quad (12.15)$$

а матрица измерительных белых шумов $2M \times 2M$:

$$R_k = R_k^*. \quad (12.16)$$

Можно показать, что обе схемы оценки (как с выходными параметрами АП в виде координат и составляющих скоростей, так и в виде ПД и ПС) практически эквивалентны по точности, если не учитывать возможные ошибки вычислений и влияние возмущений.

Точностные характеристики в режиме коррекции и в автономном режиме характеризуются матрицами дисперсий и смешанных моментов $P_{k/k}$ и $P_{p/k}$ соответственно, которые определяют эффект шумовых составляющих в погрешностях определения координат и скорости приемником СРНС.

Целесообразно в соответствии с особенностями использования СРНС различать следующие варианты ВОИ: с учетом дифференциальных поправок; в номинальном двухчастотном режиме без селективного доступа; в номинальном одночастотном режиме без селективного доступа; в режиме с селективным доступом.

Некоторые особенности в построение алгоритмов фильтрации вносит учет режима селективного доступа (СД) GPS. Учет связан с необходимостью ввести для каждой псевдодальности три дополнительных переменных состояния (для квазипостоянной и марковской второго порядка со временем корреляции порядка 120 с составляющих). При коррекции по положению достаточно иметь три дополнительных переменные по каждой координате и высоте.

Ионосферные ошибки и ошибки за счет неточности эфемеридной информации проявляются в показаниях координат и поправках к шкале времени БЭВЧ приемника в виде четырехмерного вектора смещения $b = const$. Можно показать, что они проявятся в виде соответствующих смещений погрешностей оценки состояния $\xi_{k/k}^c$. Это смещение приведет также к смещению в оценках вектора состояния автономного режима что будет, как минимум, означать смещение в оценках координат в момент времени t_p :

$$\tilde{\varepsilon}_{p/k} = \Phi(t_p, t_k) \tilde{\varepsilon}_{k/k}^c, \quad (12.17)$$

В случае неучета ошибок селективного доступа на выходе НФ должно появиться дополнительное смещение, аналогичное (12.17), с колебательной составляющей за счет марковской переменной.

Модели и алгоритмы (12.1)-(12.16) используются и при замене ИНС другими системами счисления, например, курсо-доплеровской или курсо-воздушной.

Отметим, что при реализации алгоритмов БОИ возникает потребность в экономии вычислительных ресурсов с одной стороны и в обеспечении устойчивости расчетов с другой. В интересах решения первой задачи прибегают к построению каскадных и федеративных фильтров.

Схема рис. 12.4 дает представление и о так называемой слабосвязанной схеме комплексования при реализации связи в виде пунктирной линии от ИНС к АП СРНС, которая означает передачу приемнику информации ИНС для обеспечения более быстрого поиска и вхождения в режим слежения. При этом также могут быть реализованы управляющие воздействия поступающие из навигационного фильтра в саму ИНС (внешний контур) для коррекции погрешностей ориентации и ошибок инерциальных датчиков.

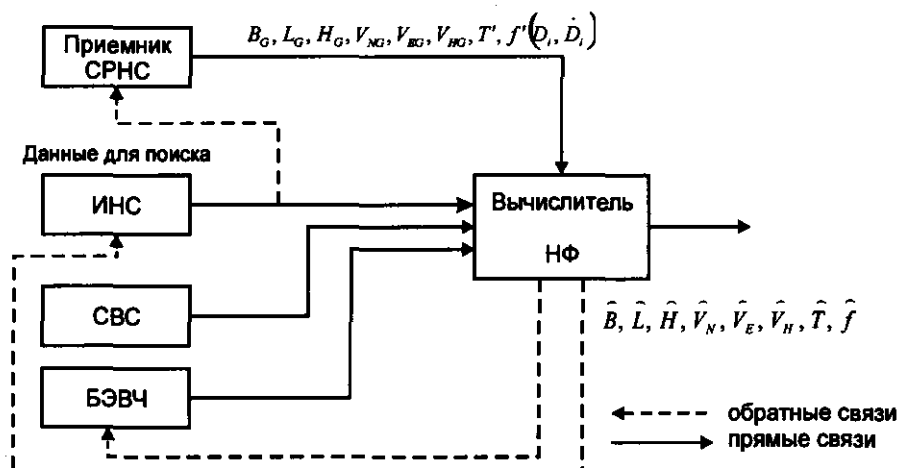


Рис. 12.4. Разомкнутая и слабосвязанная схемы комплексования

Схема рис. 12.5 дает представление о сильносвязанной схеме комплексования, когда спутниково-инерциальная система представляет собой единую аппаратуру, состоящую из трех модулей (приемник СРНС, модуль чувствительных элементов ИНС и модуль вычислителя).

В вычислителе реализуются как основные алгоритмы БИНС, так и алгоритмы оптимальной последовательной обработки данных БИНС с обратными связями для коррекции числимых данных. Кроме того, с выхода фильтра координаты и скорости ВС поступают в приемник для ускорения поиска, а вычисленные значения D_i и $\dot{D}_i$ поступают в приемник для улучшения процесса слежения за кодом и частотой.

Если в приемнике СРНС также имеется навигационный фильтр, а БИНС дает полное решение задачи инерциальной навигации (вплоть до вычисления координат), то получается схема сильносвязанной системы с избыточностью. Такая архитектура, в частности, реализуется в системах Litton LN-100G и Honeywell H-764G.

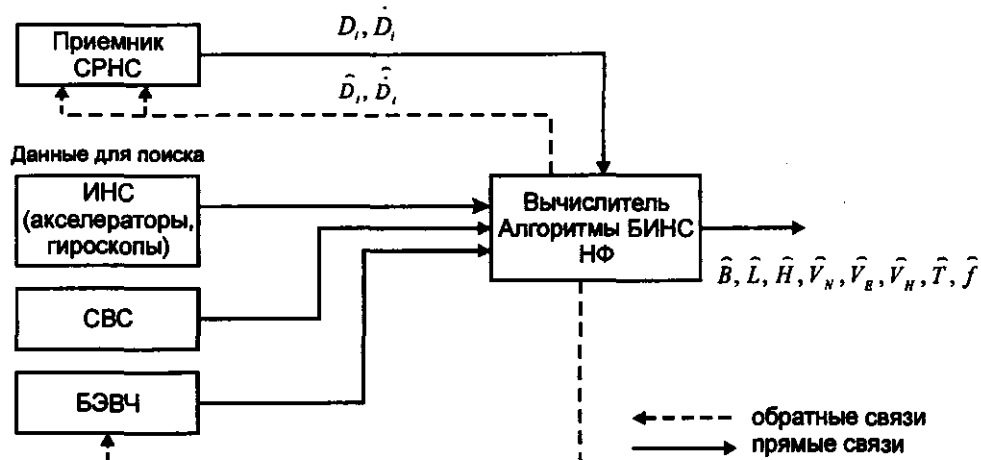


Рис. 12.5. Сильносвязанная схема комплексирования

Схема рис. 12.5 предполагает возможность встраивания приемника СРНС в блок ИНС, что позволяет существенно облегчить обеспечение достаточно быстрых связей между двумя устройствами, поскольку внутренние линии информационного обмена могут иметь более высокое быстродействие, чем быстродействие, определенное используемыми в настоящее время стандартами.

На рис. 12.6 приведена глубокоинтегрированная схема НК, включающая упрощенную спутниковую аппаратуру, блок чувствительных элементов БИНС и вычислитель. Приемник включает радиочастотную часть, генератор кодов, корреляторы и поисковую часть. Вычислитель реализует алгоритмы бесплатформенной ИНС и оптимальной оценки параметров, таких, как $\dot{D}_i, \dot{D}_i, \eta$.

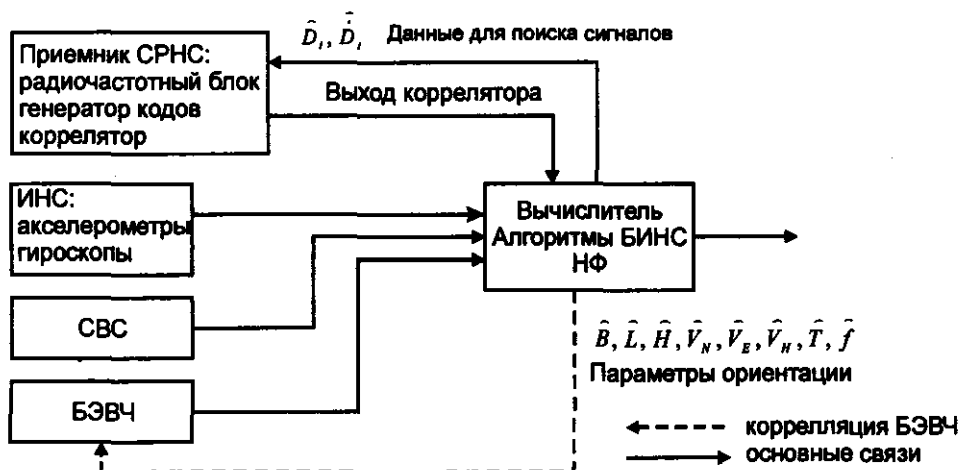


Рис. 12.6. Глубокоинтегрированная схема комплексирования

Схема рис. 12.6 отличается от схемы рис. 12.5 тем, что в приемнике СРНС вообще отсутствуют контуры слежения за D_i и D_i . Задача определения последних возлагается на навигационный фильтр. Реализация глубокоинтегрированной схемы требует весьма мощных вычислителей, поскольку предполагается довольно высокая размерность вектора состояния (до 40 и более) в условиях достаточно быстрых изменений D_i (для маневренных самолетов). Поэтому это дело отдаленного будущего. Глубокоинтегрированная схема частично объединяет ПОИ и ВОИ.

Основное отличие связанных и интегрированной схем комплексирования от разомкнутой состоит в том, что прогноз параметров движения в них осуществляется с помощью реализуемых самой БИНС алгоритмов счисления с учетом управляющих воздействий, полученных на основе работы алгоритмов ОПФ.

12.2.2. Реализация схем комплексирования АП СРНС с автономными системами

В [1] приведены материалы сравнительной оценки различных схем комплексирования между собой. В частности, показано, что при одной и той же точности ИНС на 20-й минуте автономного полета сильносвязанная схема дает в 1,5...2 раза меньшие ошибки определения координат, чем слабосвязанная схема. При больших временах это преимущество становится менее ощутимым, потому что начинают сказываться случайные непрогнозируемые погрешности.

Слабосвязанная и сильносвязанная схемы отличаются также временами потери работоспособности АП СРНС (20 и 18 мин соответственно) для одних и тех же помеховых условий.

Проведена сравнительная оценка влияния архитектуры комплексирования на точность бомбометания для перерывов в работе АП СРНС, равных 159 с (слабосвязанная схема) и 153 с (сильносвязанная схема). При этом выявлено, что относ бомбы составил соответственно 43 и 16 м. Это может быть объяснено различными погрешностями в определении скорости полета самолета.

Приводятся ориентировочные оценки точности калибровки параметров ИНС. Показывается, что остаточные погрешности (СКО) составляют от первоначальных значений:

для угловых параметров – от 3 до 20...30%,

для смещений акселерометров – от 10 до 30%,

для дрейфов гироскопов – от 20 до 50%.

Синтезированы алгоритмы комплексирования ИНС и двух приемников СРНС "на базе" с фазовыми измерениями при использовании метода двойных разностей. Выявлены возможности начальной выставки ИНС с точностью (СКО) на уровне 1...2 угловых минут за время не более одной минуты, а также калибровки акселерометров с остаточными погрешностями, не превышающими 20...30% от первоначального уровня.

Ряд работ посвящен вопросам совершенствования алгоритмов коррекции ИНС и калибровки инерциальных датчиков при использовании СРНС от 4-х разнесенных приемников. При этом использованы многоуровневые схемы фильтрации с учетом задержек наблюдений. Для обеспечения устойчивости вычислительного процесса применены ортогональные преобразования и U-D-алгоритмы, специальные алгоритмы, реализующие НФ, а также ограничения на невязки, обеспечивающие робастность схем оценивания.

Для иллюстрации эффекта повышения точности калибровки на рис. 12.7 приведены результаты расчета точности определения координат, кривая 1 (среднеквадратическое радиальное отклонение; drms), и курса (СКО), кривая 2, при коррекции курсо-доплеровского счисления ВС с помощью АП СРНС. При этом предполагалось, что в течение времени полета $300 \text{ с} < T \leq 600 \text{ с}$ АП СРНС не работала, например, вследствие воздействия помех, и определение координат проводилось в автономном режиме.

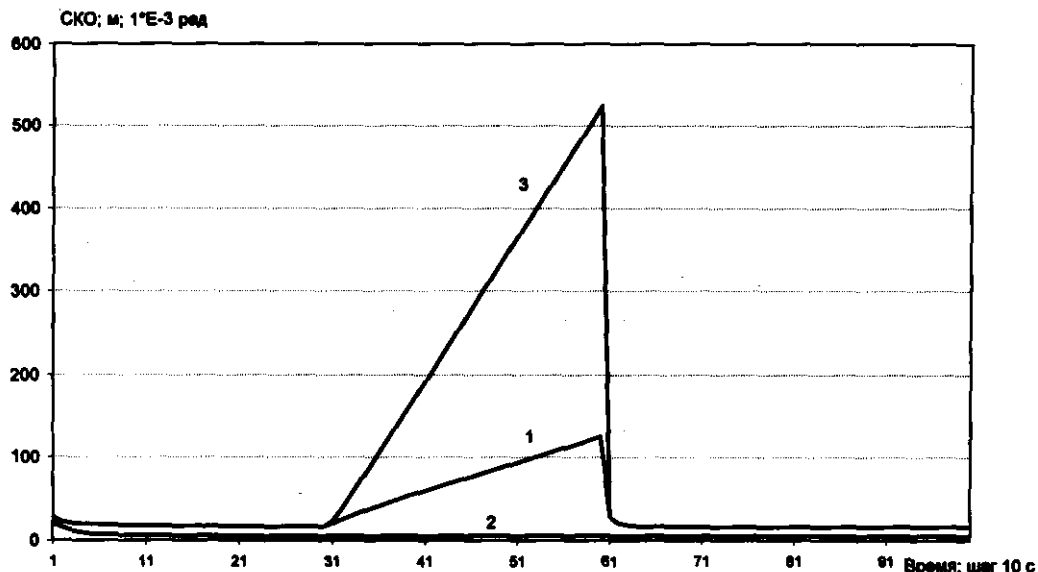


Рис. 12.7. Точность оценки координат и курса

Общий вектор состояния включал основные погрешности ДИСС и курсовой системы (КС): погрешности определения плановых координат, соответствующие ошибки определения скорости, систематические и коррелированные во времени, ошибку определения курса и скорость ухода курса.

Начальные ошибки составили: по координатам – 200 м, по обеим составляющим скорости 0,5 м/с, по курсу и уходу курса – 1 градус и 1 градус/с соответственно. Предполагалась коррекция курсо-доплеровского счисления в номинальном режиме работы ГЛОНАСС при точности (СКО) определения координат 20 м. Скорость полета ВС принималась равной около 100 м/с.

Из рис. 12.7 следует, что после отключения АП СРНС наблюдается нарастание погрешностей местоопределения до 125 м (кривая 1). В то же время нетрудно видеть, что при отсутствии предварительной коррекции по СРНС погрешности местоопределения только за счет курсовой ошибки составили бы за это время примерно 600 м (кривая 3). Столь существенное улучшение точности местоопределения в автономном режиме объясняется калибровкой (оценкой) и компенсацией, в первую очередь, курсовой ошибки до уровня 0,005 рад. (0,28 град.).

В [1] приводятся также результаты комплексирования ИНС, АП СРНС, баро- и радиовысотомера посредством вторичной обработки информации этих средств на этапе захода ВС на посадку. Так, при номинальной точности (СКО) определения координат и высоты полета порядка 5...7 м (СРНС в дифференциальном режиме) точность (СКО) определения этих параметров вблизи ВПП после КОИ повышается до уровня 1...1,5 м и 0,2...0,8 м соответственно. Такая точность в состоянии удовлетворить даже требованиям II-й категории ИКАО.

Вопросы комплексирования АП СРНС и ИНС при решении задачи обеспечения посадки также освещены в ряде других работ. Приводятся предварительные результаты испытаний ИНС типа Н-764G как со встроенной пятиканальной платой GPS GEM (фирма Collins), выдающей псевдодальности, так и с 12-канальным приемником "Force-12" (фирма Trimble), имеющим на выходе информацию о координатах. При этом реализованы как сильносвязанная, так и разомкнутая схемы комплексирования. Боковая и высотная ошибки находились на

уровне 1,2...1,5 м (смещение и СКО), что может быть достаточным для посадки по I-й категории. Возможности АП СРНС на посадке получили высокую оценку летного состава.

Рассмотрены вопросы комплексирования АП СРНС с фазовыми измерениями и ИНС. При этом достижимая точность определения координат для наземных геодезических комплексов находится в диапазоне 0,5...1 м. Применение сильносвязанной схемы позволяет реализовать точность и на сантиметровом уровне [1].

Опубликованы материалы комплексирования АП СРНС в дифференциальном режиме с ИНС и для других применений, в том числе для наведения баллистических ракет [1].

Опубликованы результаты комплексирования АП СРНС с ИНС в интересах решения задачи определения ориентации. Для авиации, в частности, таким образом может существенно продвинуться решение проблемы выставки ИНС в высоких широтах, а также на подвижном основании [1].

Работа [1] посвящена рассмотрению общих вопросов комплексирования спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS с другими навигационными системами и средствами. Изложим более подробно последние результаты, полученные в этом направлении и опубликованные в трудах прошедших в последнее время конференций и в других изданиях [12-21].

Прежде всего значительный интерес представляет опыт интеграции приемника GPS в бортовое оборудование самолета-"невидимки" В-2. Навигационная подсистема NSS бомбардировщика В-2 "Стелс" первоначально предназначалась для выполнения задач в автономном режиме без использования коррекции от спутниковой радионавигационной системы GPS [12]. Поэтому она включает две обычные платформенные ИНС с высококачественными инерциальными датчиками и гравитационной компенсацией. Одна из платформ вместе с астрокорректором (АК) образует астроинерциальную навигационную систему (АИС) (рис. 12.8). Задачей АК является ограничение ошибок ИНС, обусловленных дрейфами гироскопов. NSS корректируется также измерениями дальности и скорости изменения дальности относительно известных ориентиров. Такие измерения осуществляются с помощью бортовой РЛС с синтезированной апертурой (САР).

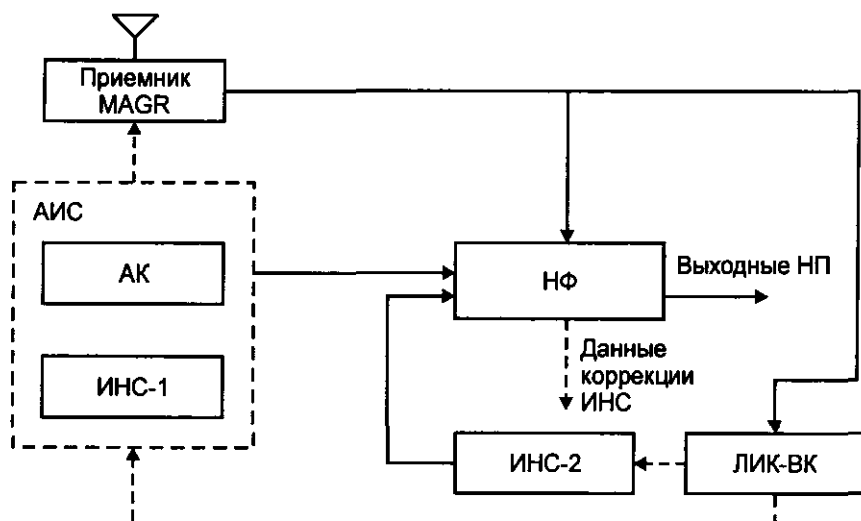


Рис. 12.8. Упрощенная схема навигационной подсистемы самолета В-2

Бортовая аппаратура (БА) GPS типа MAGR (Miniatured GPS Airborne Receiver) фирмы Rockwell-Collins размещается на борту В-2 с целью:

- обеспечения точного целеуказания с помощью РЛС с САР;
- пуска управляемых средств поражения (УСП), оснащенных аппаратурой GPS;
- обеспечения применения неуправляемых средств поражения.

Для обеспечения ускоренного взлета и обеспечения системы автоматического управления информацией об углах ориентации самолета в состав оборудования включается лазерный информационный комплекс вертикали и курса (ЛИК-ВК), построенный на основе кольцевых лазерных гироскопов среднего уровня точности фирмы Kearfott.

Одной из задач ЛИК-ВК является обеспечение начальными данными ИНС и АИС для их начальной выставки на земле и в воздухе. При этом предусматриваются три модификации наземной выставки: наземная выставка с гирокомпасированием, ускоренная наземная выставка и быстрая выставка.

Во время выставки в воздухе ЛИК-ВК работает как основное навигационное средство до прогрева и выставки платформенных систем.

ЛИК-ВК имеет собственный фильтр Калмана, который, в частности, используется для комплексирования ЛИК-ВК с GPS. В процессе выставки предполагалось также использовать измерения РЛС с САР.

В номинальном режиме работы NSS АИС и ИНС связаны в единый комплекс посредством фильтра Калмана NSS 67-го порядка. Кроме того, в качестве резервного работает фильтр АИС. В случае расходимости фильтров NSS и АИС фильтр NSS будет автоматически разделен на два фильтра (ИНС и АИС).

При использовании GPS показания координат и скорости этих фильтров будут практически одинаковыми. Разделение фильтров NSS и АИС может осуществляться оператором и вручную.

Коррекция NSS с помощью GPS осуществляется посредством слабосвязанной (каскадно-связанной) схемы комплексирования, в которой:

- предусматривается коррекция координат и высоты полета через 30 с с разносом координатных и высотных коррекций на 15 с;
- измерения скорости при этом не используется, поскольку предполагается высокая точность определения скорости в NSS в автономном режиме;
- точная скоростная информация ИНС используется с частотой 16 Гц для сужения полосы пропускания следящих контуров БА GPS с целью борьбы с помехами.

Приемник GPS MAGR позволяет использовать как одночастотные, так и двухчастотные определения координат в зависимости от складывающейся электромагнитной обстановки и условий прохождения и приема спутниковых радиосигналов. При этом используются различные модели ионосферных задержек (State 5 и State 3).

Более высококачественные данные GPS (State 5), полученные на основе приема сигналов не менее, чем 4-х космических аппаратов (КА) со слежением по коду и несущей и демодуляцией данных, обрабатываются с помощью фильтра, весовые коэффициенты которого соответствуют обычной схеме Калмана. Более грубые измерения (State 3) воспринимаются фильтром с дополнительными весовыми коэффициентами (не более 1/10).

Размещению приемника на борту предшествовали тщательный анализ возможных вариантов антенны и выбор наилучшего, что позволило несколько улучшить наблюдение КА при сравнительно малых углах места.

Для обеспечения устойчивости работы фильтра Калмана при смене рабочего созвездия вводилось искусственное завышение уровня шумов системы (Q-Bumping).

Для использования GPS при решении задач целеуказания и применения оружия предусмотрен ряд приемов, позволяющих повысить стабильность и точность решения следующих задач:

- "замораживание" используемого созвездия НКА;
- искусственное отсеивание некоторых НКА;
- "стабилизация" ионосферных поправок на время использования GPS в системе целеуказания (GPS Aided Targeting System, GATS).

Принятые решения проверены в ходе лабораторных и летных (на летающей лаборатории и самолете В-2) испытаний, подтвердивших их эффективность.

В работе [13] приводятся результаты размещения и использования аппаратуры GPS на самолете ближней авиационной поддержки А-10, полученные в ходе испытаний, которые были проведены 39-й испытательной эскадрилей ВВС США на авиабазе Эглин (Флорида) с августа 1997 по январь 1998 года.

Пятиканальный модуль GPS фирмы Collins GEM-III встраивался в БИНС фирмы Honeywell H-764G на кольцевых лазерных гироскопах (КЛГ), образуя таким образом интегрированную спутниковую БИНС (СБИНС) в габаритах $18 \times 18 \times 25$ см. Сигналы GPS принимались посредством антенны с фиксированной диаграммой направленности. Для комплексирования БИНС и приемника GPS использовался фильтр Калмана, оценивающий 28 переменных состояния и использующий треугольные матрицы. При этом реализованы три режима навигационных определений: чисто инерциальный, чисто спутниковый и режим комплексной обработки информации БИНС и GPS.

СБИНС заменила ранее размещенную на самолете инерциальную систему типа LN-39. Заменен также пульт управления и индикации (ПУИ). Кроме того, дополнительно был размещен блок связи и данных, обеспечивающий системы самолета исходными данными. Это оборудование взаимодействует с другими приборами, системами оружия и индикации (индикатор на лобовом стекле, ИЛС).

Испытывались три режима выставки БИНС: "на земле" посредством гирокомпасирования и запомненного курса, а также "в полете" при использовании GPS. Соответствующие требования и результаты испытаний приведены в табл. 12.1.

Таблица 12.1. Характеристики режимов выставки БИНС

Режим выставки	Требуемое время, мин	Результаты испытаний, мин	КВО*, требуемая, км/ч	КВО, результаты испытаний, км/ч
Гирокомпасирование	4	≤ 4	1,48	0,93
Запомненный курс	1	0,5	4,63	0,93
В полете	12	< 6	1,48	0,93

* КВО – круговая вероятная ошибка, вычисляемая в предположении о двумерном нормальном распределении ошибок по долготе и широте.

Выставка в воздухе предполагается на участке равномерного горизонтального полета, в ходе которого, в частности, оцениваются погрешности ориентации и определения ветра.

Если в ходе полета не удастся выдержать такие ограничения, то при последующем автономном счислении погрешности БИНС могут превзойти заданные.

Приведены также результаты бомбометания с использованием СБИНС. Их обработка показала, что снижение погрешностей определения скорости и высоты СБИНС по сравнению с характеристиками предшествующей системы приводит к повышению точности бомбометания на 15% при использовании обычных бомб.

В работе [14] приведены результаты испытаний по программе DARPA МО США на самолете ВМС США F/A-18 спутниково-инерциального блока (СИБ) GGP (GPS Guidance Package), имеющих целью проверить возможности такой интегрированной системы в реальных условиях полета ударного самолета тактического назначения. Испытания проведены в период с 26.11 по 20.12.1996 г. на базе Военно-морского испытательного центра Patuxent Rivers, Md.

СИБ включал миниатюрный инерциальный измерительный блок (МИИБ) на интерферометрических волоконно-оптических гироскопах (ВОГ), миниатюрный 10-канальный приемник (MGR) GPS, работающий с Р-кодом, цифровой процессор и средства связи с другими системами самолета. СИБ использует сильносвязанную схему комплексирования выходной информации МИИБ и MGR с фильтром Калмана, оценивающим 26 переменных состояния. При этом предусматривается ввод инерциальных данных в приемник GPS для улучшения входа в режим слежения и характеристик самого режима слежения (рис. 12.9).

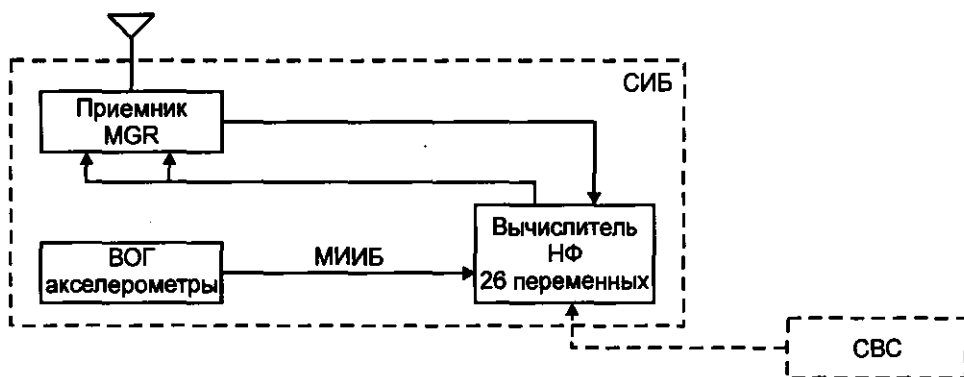


Рис. 12.9. Упрощенная схема спутниково-инерциального блока

В качестве эталонного средства контроля точности использовалось работающее по фазе несущей оборудование GPS Z-12 дифференциальной системы фирмы Ashtech, точность которой была лучше 0,4 м. Летные испытания ставили целью оценку:

- возможностей сильносвязанной схемы комплексирования СИБ,
- времени восстановления приема сигналов GPS после перерывов в работе, обусловленных помехами или маневрированием самолета,
- скорости нарастания погрешностей МИИБ после потери сигналов,
- характеристик чисто инерциального режима МИИБ.

Получены соответствующие численные оценки для различных режимов полета, включая маневры при применении оружия с разворотами (перегрузки до 7,5 g) и быстрыми изменениями высоты и воздушной скорости, фигуры типа "бочка", "иммельман" и др.

На самолете использовалась антенна, расположенная в верхней части фюзеляжа.

Испытания показали, что точность интегрированной СИБ характеризуется сферической вероятной ошибкой (SEP) определения места (3 координаты) 4,33 м, что почти в 4 раза лучше номинальной, и среднеквадратической ошибкой определения скорости 0,1 м/с. Траектории полета представляли собой "ромб", "восьмерку", специальный маневр для атаки и др. Показано, что восстановление работоспособности приемника GPS после перерывов осуществляется за время не более 4 с. Нарастание погрешности инерциального счисления при срыве слежения за сигналами GPS идет со скоростью 23 м за 4 мин. При этом радиальные ошибки чисто инерциального режима находились в пределах от 1,26 до 5,98 км/ч, что в среднем составляет 3,44 км/ч. Полученные результаты предполагается использовать на последующих этапах работы.

В [15] описана основанная на трехосном лазерном гироскопе интегрированная СБИНС (EGI) Totem 3000 фирмы Sextant Avionique, испытания которой проведены на самолете Мираж 2000. Гироскоп размером 22 см соответствует уровню точности $0,001^{\circ}/ч$. Использована сильносвязанная (с фильтром на 23 состояния) схема комплексирования ИНС и приемника GPS, работающего по C/A-коду (в дальнейшем возможна также работа по ГЛОНАСС и по R-коду GPS). При этом реализуются те же режимы выставки, что и в СБИНС для самолета А-10. Totem 3000 предполагается использовать на самолетах "Мираж F-1" для Испании, "Ирида" – для Польши, C-130 и "Пилатус" – для ЮАР, "Альфа-Джет" – для Бельгии.

Продолжаются также интенсивные работы по обеспечению использования GPS и на других ЛА. Так, фирма Honeywell разработала интегрированную СБИНС (Embedded GPS-aided INS, EGI) на основе КЛГ для танкеров и военно-транспортных самолетов C-130, C-141 [16]. В аналогичную СБИНС (EGI) на основе упомянутой ранее БИНС Н-764 внедряется также аппаратура Terprom [17] фирмы British Aerospace. Система EGI размещается также на вертолетах Армии США OH-58D [18]. В [19] сообщается о разработке спутниково-инерциальной системы для гражданских самолетов А-300, А-310, А-319, А-320, А-321, А-330, А-340, В-737, В-747-400, В-757, В-767, В-777, Ту-204 и др. на основе 12-канального приемника GPS со средним временем безотказной работы 5500 часов и способностью работать с системами ГЛОНАСС, WAAS, DGPS и др.

В [20] описана миниатюрная спутниково-инерциальная система P-MIGITS™ II (Miniature Integrated GPS/INS Tactical System) объемом около 1 л, весом 1,4 кг и энергопотреблением 18 Вт, имеющая в своей основе твердотельный цифровой кварцевый инерциальный измерительный блок фирмы Boeing и 5-канальный приемник Miniature PLGR (AN/PSN-11), фирмы Rockwell-Collins, работающий по C/A и P(Y) кодам GPS с криптографическими ключами для режимов селективного доступа и "антиспуфинг" (глава 3). Эта система может использоваться в приложениях, требующих высокой точности, а также небольших габаритов, весов и стоимости. Предусмотрены режимы наземной и воздушной выставки, определения навигационных параметров в корректируемом и автономном режимах. Комплексная обработка информации осуществляется с помощью фильтра Калмана 28 порядка. Коррекция инерциальных данных проводится с использованием позиционных и, при необходимости, скоростных измерений СРНС с частотой в пределах от 1 до 10 Гц. Используются слабо- и сильно- (опция) связанные схемы комплексирования.

В работе [21] описана комплексная спутниково-инерциальная система управления ракеты "воздух-поверхность", запускаемой с самолета F/A-18, которая включает компьютер на базе R4700, ранее разработанный встраиваемый модуль приемника GPS фирмы Collins (GEM III), кольцевые лазерные гироскопы Honeywell GG1320 и акселерометры Allied Signal QA2000 ISO, а также систему воздушных сигналов NDI Honeywell Air Data System. Использована сильносвязанная схема комплексирования. Для спутникового блока предусмотрено две антенны: всенаправленная и с формированием "нулей" в направлениях на источники помех. Разработка сопровождается проведением успешных испытаний системы.

В табл. 12.2 приведены обобщенные характеристики результатов комплексирования в специальных авиационных применениях.

Таблица 12.2. Некоторые результаты комплексирования

Объект	Страна	Схема комплексирования	В чем реализована	Размерность вектора состояния	Источник	Тип БА СРНС
В-2	США	Слабосвязанная	Навигационная подсистема NSS	67	[12]	MAGR
A-10	США	Сильносвязанная	EGI	28	[13]	GEM-III
F/A-18	США	Сильносвязанная	СИБ (EGI)	26	[14]	MGR
Мираж F-1 и др.	Франция	Сильносвязанная	EGI Totem 3000	23	[15]	Приемник Sextant
C-130 C-141	США	Сильносвязанная	EGI	–	[16-18]	–
ОН-58D БЛА	США	Сильносвязанная	P-MIGITS™	28	[20]	MPLGR
БЛА на F/A-18	США	Сильносвязанная	Система управления БЛА	–	[21]	GEM-III

При этом видно, что, как правило, используется сильносвязанная схема комплексирования встраиваемых модулей GPS и БИНС на КЛГ или ВОГ.

Разработаны пути комплексирования АП СРНС и других систем с использованием федеративных фильтров, которое осуществляется посредством оптимального и субоптимального объединения выходной информации локальных подкомплексов, каждый из которых использует по отдельности объединенную навигационно-связную систему типа JTIDS, аппаратуру СРНС, корреляционно-экстремальную систему, работающую по физическим полям земли и другие измерители с помощью своих локальных алгоритмов КОИ [1].

12.2.3. Комплексная обработка информации группы объектов, использующих СРНС

Рассматривая вопросы реализации разновидностей дифференциального режима СРНС, специалисты сталкиваются с использованием и обработкой в том или ином виде спутниковой информации группы объектов. Это дифференциальная станция (ДС) и подвижные объекты (ПО) – потребители информации СРНС, радиомаяки-псевдоспутники и ВС, а также просто группа ПО с АП СРНС, например группа воздушных или морских судов, реализующих методы относительной навигации.

Во всех этих ситуациях при взаимных удалениях не более 10...20 км и задержках не более 1...2 с имеет место в том или ином виде взаимная компенсация квазисистематических ошибок СРНС, обусловленных неточностью эфемеридной информации, особенностями распространения радиоволн в ионосфере и синхронизацией НКА, а также селективным доступом GPS. После такой компенсации основными погрешностями, определяющими точность навигации взаимодействующих ПО, оказываются случайные ошибки, обусловленные шумами измерений, помехами, многолучевостью и распространением радиоволн в тропосфере.

Снизить эти ошибки возможно за счет использования алгоритмов комплексной обработки информации группы таких в общем случае подвижных объектов, реализующей условия дифференциального режима и учитывающей как квазисистематические, так и случайные составляющие ошибок СРНС. При этом вводятся: вектор параметров движения группы из / ПО и общий вектор состояния, состоящие из соответствующих векторов для каждого ПО, а также вектор состояния квазисистематических погрешностей СРНС, общий для группы ПО. В него, в частности, могут входить квазисистематические ошибки определения координат и скорости ПО с помощью СРНС, обусловленные неточностью ЭИ и синхронизации НКА, а также особенностями прохождения сигнала НКА через ионосферу. Для этих векторов строятся соответствующие модели, аналогичные тем, которые созданы при синтезе алгоритмов КОИ для одного ПО. Заметим также, что в обработку могут вводиться и взаимные измерения между ПО (взаимные дальности, азимуты, скорости сближения и т.д.).

В этом случае оптимальная оценка навигационных параметров группы ПО также дается соотношениями ОПФ.

Остановимся на некоторых частных случаях. Пусть группа состоит из 3-х ПО. Так, общий вектор параметров движения может характеризовать вектор НП потребителя (в нашем случае ВС), а также известные координаты двух стационарных дифференциальных станций. Соответствующие дисперсии в ковариационной матрице алгоритма ОПФ будут описывать погрешности привязки ДС. В случае, если имеются взаимные измерения дальности ζ_{12} , ζ_{13} , то ПО2 и ПО3 являются псевдоспутниками. Предполагается, что на ВС имеются все данные измерений благодаря использованию линий связи и передаче по ним измерений, а также осуществляется оценка вектора состояния в соответствии с алгоритмами ОПФ. На рис. 12.10 и 12.11 приведены результаты моделирования и оценки точности определения прямоугольных координат ВС, заходящего на посадку (x – вдоль ВПП, y – вбок, z – вверх), т.е. плановых координат и высоты.

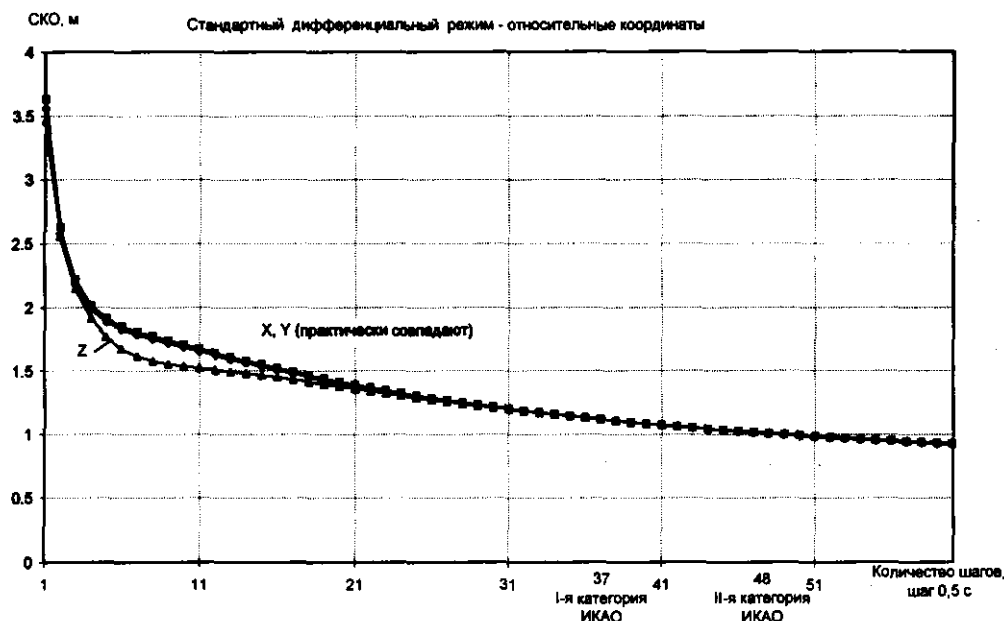


Рис. 12.10. Точность определения координат

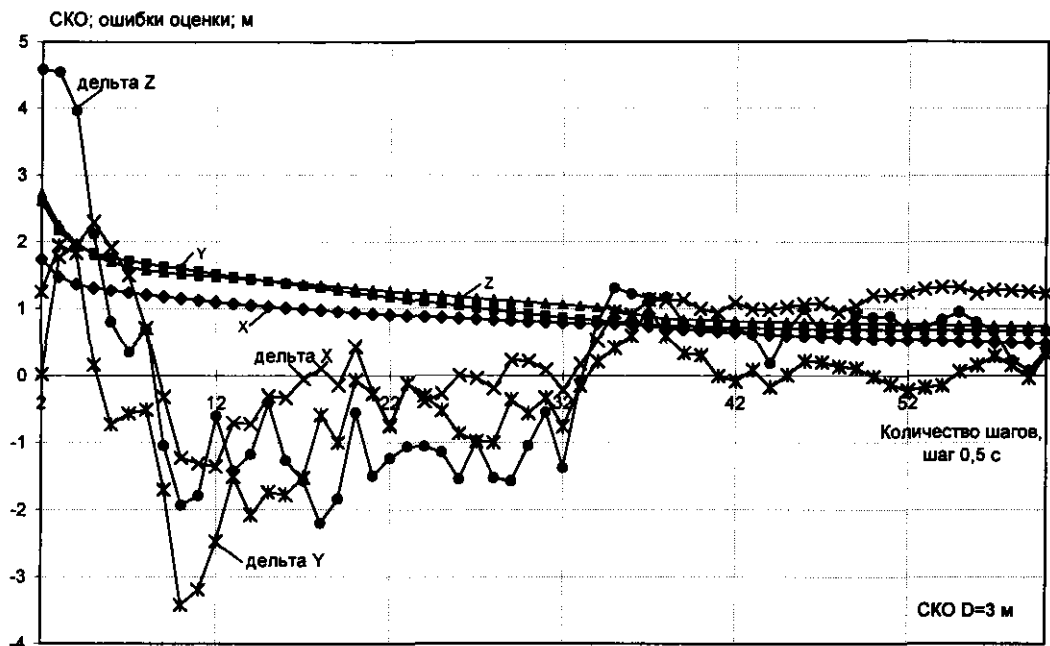


Рис. 12.11. Точность определения координат при посадке

Рис. 12.10 дает представление об изменении СКО определения координат в обычном дифференциальном режиме. При этом видно, что за счет фильтрации случайных ошибок погрешности по всем трем координатам снизились почти в 3 раза и на высоте 30 м (высота проверки точности для I-й категории ИКАО) составили 1,2...1,5 м. Аналогичный результат получен и для случая вычисления относительных координат (по отношению к ДС (ПО2), точность (СКО) привязки которой составила 20 м).

На рис. 12.11 представлены результаты оценки точности (СКО) определения относительных координат ВС и поведение ошибок ΔX , ΔY , ΔZ для случая, когда ПО2 и ПО3 являются псевдоспутниками, расположенными вблизи ВПП. Точность (СКО) определения координат x , y , z в этом случае на высоте 30 м составляла 0,7...0,8 м.

Для описанных выше ситуаций были приняты следующие условия моделирования: начальные ошибки (СКО) определения координат ВС по осям x , y составили 50 м, по оси z — 10 м, СКО случайных и квазисистематических погрешностей определения координат АП СРНС составляли 3 и 20 м соответственно.

На рис. 12.12 приведены результаты оценки точности определения взаимных координат (дальности и азимута) в группе из 3-х ВС (ПО1, ПО2 и ПО3), осуществляющих поиск терпящего бедствия объекта. Начальные точности определения абсолютных координат и характеристики ошибок СРНС были приняты такими же, как и в предыдущих случаях, точность измерения взаимных дальностей составляла 30 м.

Как видно из рис. 12.12, точность (СКО) определения взаимной дальности после 60 шагов обработки находится на уровне 1,1...1,3 м, что существенно выше точности определения взаимной дальности без комплексной обработки информации (3...5 м), а СКО определения азимута составляет примерно 0,2 градуса.

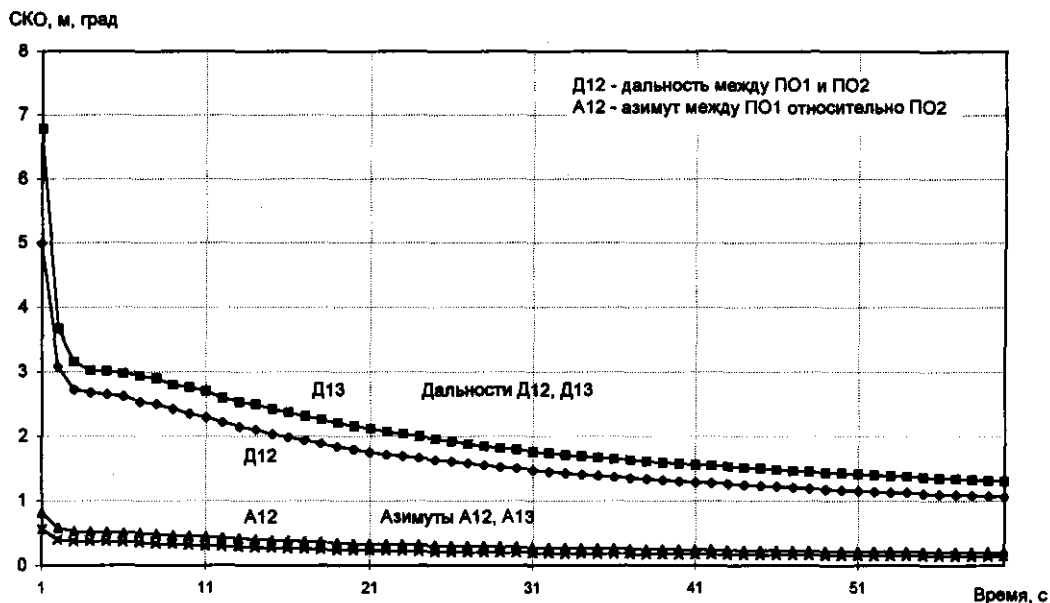


Рис. 12.12. Точность определения взаимных координат в группе ЛА

12.2.4. Контроль целостности и комплексирование бортовой спутниковой навигационной аппаратуры потребителя с другими системами и средствами

Комплексирование АП спутниковых радионавигационных систем (СРНС) с другими измерителями позволяет повысить эффективность контроля целостности СРНС [22-37]. Как известно, некачественный сигнал (отказ) навигационного космического аппарата может быть обнаружен и исключен из расчетов в АП СРНС благодаря функции автономного контроля целостности в приемнике RAIM в том случае, если в поле "зрения" АП находится не менее 6 НКА. Однако могут существовать интервалы времени, когда это условие (для GPS) не выполняется. Учет таких ситуаций и необходимость извещений о них экипажей ВС в соответствии с правилами и действующей практикой ИКАО может породить неприемлемо большой поток соответствующих уведомлений (NOTAM). По разным оценкам их число применительно к GPS без ГЛОНАСС может колебаться от 190 до 7000 в сутки [35]. Возможно, выходом из положения может быть прогноз таких ситуаций по данным альманаха приемника каждого ВС. Они могут быть приняты во внимание при составлении соответствующих планов полета и проведении расчетов времен прибытия ВС в аэродромную зону.

Другая возможность открывается при использовании для целей контроля всего потенциала навигационных комплексов (НК) подвижных объектов, т.е. алгоритмов САИМ.

Вопросам контроля качества сигналов СРНС при комплексировании АП с высотмерным оборудованием, аппаратурой системы Лоран-С и ИНС посвящены работы [22-34]. Действительно, имея одну дополнительную линию положения (например, при измерении высоты полета с помощью системы воздушных сигналов (СВС) или баровысотмера [26, 33]), можно решать задачу изоляции отказа и при 5 КА в поле "зрения" АП. Привлечение измерений системы Лоран-С/Чайка предоставляет дополнительные возможности. Кроме того, при калиб-

ровке системы или при использовании псевдодифференциального режима Лоран-С в условиях селективного доступа GPS повышение точности за счет совместного использования этих систем может быть также достаточно ощутимым (в 1,4 раза). Это может быть полезным и в сложной помеховой обстановке, которая характерна, например, для GPS во многих регионах южной Европы.

Обоснованные надежды на повышение эффективности решения задачи контроля целостности СРНС связываются (особенно в авиации) с комплексированием АП СРНС с ИНС. При этом в основном рассматриваются две схемы: разомкнутая и сильносвязанная. В первом случае предполагается, что по данным АП СРНС производятся периодические коррекции счисления ИНС, причем перед коррекцией проводится решение задачи RAIM. Если произошло обнаружение отказа, ИНС не корректируется до его исключения. И только если исключение осуществлено, коррекция может быть проведена. Здесь существует опасность не уложиться во временные требования к контролю целостности, принимаемые в соответствии с концепцией требуемых навигационных характеристик (ТНХ) ИКАО вследствие того, что процесс обнаружения и исключения отказа может затянуться. В то же время ИНС достаточной точности в автономном режиме может удовлетворить ТНХ в течение сравнительно длительного времени. В этом случае ИНС принимает на себя функции основной системы. Подробный анализ временных соотношений и исследование алгоритмов контроля нашли свое отражение в [17].

Во втором случае применительно к сильносвязанной схеме комплексирования находят свое применение алгоритмы контроля невязок псевдодальностей (ПД) ΔD_{ik} типа

$$\Delta D_{ik}^2 (H_{ik} P_{k|k-1} H_{ik}^T + R_{Dik})^{-1} \leq \alpha,$$

где H_{ik} – матрицы-строки частных производных ПД; R_{Dik} – дисперсия шумов i -й ПД; α – порог, при превышении которого фиксируется отказ. Этот же алгоритм применяется для контроля работоспособности измерителей в целом [18]. Однако, будучи пригодной для выявления больших нарушений, эта схема может оказаться неработоспособной для выявления медленных, но длительных и устойчивых смещений.

В таком случае более эффективным может оказаться метод анализа решений, получаемых при одновременной реализации как фильтра Калмана, обрабатывающего все ПД (индекс "А"), так и фильтров с комбинациями ПД, последовательно не включающими измерения по сигналам одного (индекс "i") из НКА [23, 27, 36]. Если оценки параметров движения общего ("А") и частных ("i") фильтров соответственно $\hat{\eta}_{Ak}$, $\hat{\eta}_{ik}$, $i = 1, \dots, N$, где N – число "видимых" НКА, P_{Ak} и P_{ik} соответствующие ковариационные матрицы оценок состояний фильтров, а $b_{ik} = \hat{\eta}_{ik} - \hat{\eta}_{Ak}$, $\Delta P'_k = P_{ik} - P_{Ak}$ и $\lambda_{ik} = b_{ik}^T (\Delta P'_k)^{-1} b_{ik}$ – распределены в соответствии с критерием χ^2 , то решающим правилом, определяющим согласованность или несогласованность решений общего и частного фильтров, будет соответственно совокупность неравенств $\lambda_{ik} \leq T_{ik}$, $\lambda_{ik} > T_{ik}$, где T_{ik} – порог, устанавливаемый в соответствии с размерностями моделей, принимаемыми доверительными уровнями и вероятностями ошибок 1-го и 2-го родов.

При выполнении последнего неравенства происходит обнаружение и исключение отказа. Необходимо однако отметить, что в этом направлении получены лишь первые результаты.

Так, описанный подход реализован в схеме комплексирования и программном продукте фирмы Litton [36], в котором алгоритм CAIM, названный алгоритмом AIME (Autonomous Integrity Monitored Extrapolation), предназначен для обеспечения неточного (некатегоризованного) захода на посадку в соответствии с ТНХ 0,3 морских мили или 555 м (вероятность 95%). При этом максимальный показатель целостности не должен превосходить 1110 м с вероятно-

стью, не меньшей $1-1^*E-7$; доступность должна быть не хуже 99,999%, а потеря непрерывности за полетный час для одного и нескольких самолетов соответственно – 1^*E-5 и 1^*E-7 .

Частично эти показатели вошли в табл. 12.3, в которой по существу представлены концепции единственного или сольного (sole), основного (primary) и вспомогательного или дополнительного (supplemental) средств навигации, принятые ФАА США.

Таблица 12.3. Требования к аппаратуре СРНС

Параметр	Доступность	Непрерывность	Точность, м, $p=95\%$	Целостность	Примечание
ФАА	$1-1^*E-5$ за час полета	$1-1^*E-5$ за час полета	555	$1-1^*E-7$ за процедуру	
Единственное средство	Требуется	Требуется	Требуется	Требуется	Использование других средств не требуется
Основное средство	Полное выполнение не требуется	Полное выполнение не требуется	Требуется	Требуется	Используется при приемлемых доступности и непрерывности
Вспомогательное средство	Требований нет	Требований нет	Требуется для неконтролируемого использования	Требуется для неконтролируемого использования	Используется только с единственным средством

Примечание: p – доверительная вероятность

В [36] рассматривается комплексирование и комплексная обработка информации АП СРНС, ИНС и СВС, определяющей барометрическую высоту, причем при отказе АП СРНС предусматривается обеспечение снижения ВС с помощью ИНС в течение примерно 2,3 мин.

Необходимо заметить, что понятие "единственного" средства применительно к АП СРНС по существу подвергается сомнению. Поэтому далее этот термин относится к комплексной системе АП СРНС+ИНС+СВС с алгоритмами АИМЕ.

Для характеристики возможностей такой системы в табл. 12.4 приведены показатели доступности точности 555 м ($p=95\%$) для неточного захода на посадку в случае RAIM и АИМЕ и различного числа НКА в группировке GPS. При этом вероятность иметь заданное число НКА в группировке GPS рассчитана с учетом принятых временных характеристик ввода резервных КА в работу. Данные 3-й и 4-й колонок получены для типичных созвездий, выбранных комитетом SC-159 RTCA, чтобы вычислить усредненные показатели. Данные 5-й колонки получены для всех возможных пространственно-временных комбинаций созвездий.

Таблица 12.4. Характеристики алгоритмов

Число КА	Вероятность числа КА	RAIM (среднее), %	АИМЕ (среднее), %	АИМЕ (все случаи), %
24	0,703	90	100	100
23	0,227	82	100	100
22	0,055	71	100	99,99999
21	0,015	56	100	99,999
В целом	1,0	86,63	100	99,99999

Из табл. 12.4 видны преимущества АИМЕ перед RAIM в особенности при неполной группировке GPS.

В работе [37] приведены результаты исследования возможностей этой же схемы комплексирования в интересах обеспечения захода на посадку по I-й категории в условиях работы и использования широкозонной (WAAS) или локальной (LAAS) дифференциальных подсистем. При этом принимается во внимание, что доступность точности, соответствующей I-й категории, для WAAS составляет 99,9%, что удовлетворяет требованиям для основного, но не единственного средства навигации.

Кроме того, автономный контроль целостности требуется для обеспечения безопасности полета в условиях возможных локальных угроз и нарушений, не обнаруживаемых WAAS.

При использовании RAIM доступность целостности оказывается менее 90%. Предсказывается, что при добавлении алгоритмов АИМЕ доступность требуемых характеристик возрастает до 99,999%. Способность АИМЕ обеспечивать надежное снижение ВС при заходе на посадку с требуемой точностью в условиях отсутствия сигналов СРНС или при их подавлении помехами в течение нескольких минут приводит к повышению до этого же уровня и непрерывности навигационного обеспечения.

Таким образом, АП СРНС с ИНС, СВС и АИМЕ может рассматриваться в условиях использования WAAS в качестве единственного средства навигации при посадке по I-й категории.

Дальнейшее возможное повышение точности автономного инерциального режима может позволить использовать эти средства с WAAS и LAAS для обеспечения посадки по II-й категории.

Необходимо отметить, что в качестве одной из возможных угроз рассматриваются локальные неоднородности ионосферы типа "пузырей" ("bubbles") и "капель" ("blob"), диаметр которых может составлять от 200 до 300 км. Такие явления ожидаются в пики солнечной активности, повторяющиеся примерно через 11 лет. Ближайший пик ожидается с 2000 по 2004 годы.

Алгоритмы КОИ АП СРНС, ИНС и СВС имеют каскадную структуру с предфильтрацией измерений АП СРНС в алгоритмах предфильтрации и оценкой наиболее важных источников ошибок ИНС в основном фильтре. Вектор состояния последнего включает 29 переменных (ошибки места – 3, скорости – 3, ориентации – 3, ошибки акселерометров – 3, скорости дрейфов гироскопов – 3, уход и скорость ухода часов – 2, медленно меняющиеся ионосферные погрешности со временем корреляции около 10-12 мин).

В алгоритмах предфильтрации в вектор состояния помимо очевидных должны входить составляющие, характеризующие гравитационные возмущения уровня с вероятностью 95% на уровне $60 \cdot 10^{-6}$ g с радиусом корреляции 20 морских миль (37 км), что при скорости 180 узлов соответствует времени корреляции порядка 400 с.

В работе [37] также показано, что для обеспечения необходимой для категорий II и III точности в инерциальном режиме требуется предварительное определение и компенсация в ИНС гравитационных возмущений в районах аэропортов.

Алгоритмы предфильтрации позволяют обнаруживать и исключать аномальные измерения, обусловленные "быстрыми" ионосферными возмущениями, вызывающими нарастающие погрешности с темпом до 6 м в минуту, с надежностью, соответствующей II-й категории ИКАО.

Дальнейшие исследования предполагается направить, в частности, на детальную оценку возможностей основного фильтра по обнаружению медленных возмущений, уточнению способности алгоритмов АИМЕ к обнаружению более чем одного отказавшего КА и на подготовку к сертификации рассматриваемого комплекса АП СРНС+ИНС+СВС+АИМЕ для использования в качестве единственного средства на глобальной основе.

Проведенное рассмотрение показывает, что в настоящее время наметилась устойчивая тенденция осуществления контроля целостности СРНС с привлечением для этих целей дру-

гих навигационных средств и систем находящихся на борту подвижного объекта, использующего СРНС для управления движением.

Если для морских судов характерна комплексная обработка информации АП СРНС, Лоран-С и автономного счисления, то для ВС более характерной оказывается КОИ СРНС, ИНС и СВС.

Применительно к ВС алгоритмы АИМЕ являются мощным средством существенного повышения надежности работы дополнений СРНС (WAAS и LAAS) не только при отказах КА, но и при локальных угрозах типа "быстрых" ионосферных возмущений, помех и террористической деятельности.

Таким образом, комплексирование АП СРНС и другого навигационного оборудования вышло из стадии теоретических проработок. Конкретные положительные результаты получены в ходе испытаний. Достаточно широки области применения комплексированного оборудования: авиация, морской флот, наземные ПО и геодезические комплексы, управляемое вооружение, системы точного визирования.

Если первые работы относились к комплексированию АП СРНС и ИНС на военных объектах, то сейчас налицо тенденция к использованию комплексных систем в гражданских целях. Так, авиацию и флот в первую очередь интересуют контроль целостности [38], борьба с помехами и обеспечение безопасности движения. Разработан специальный миниатюрный блок, включающий упрощенную ИНС и встроенную плату СРНС, для путешественников, туристов и т.д.

Комплексирование спутниковой аппаратуры с инерциальными средствами ведется в тесной увязке с решением ряда технологических проблем по созданию микромеханических датчиков, волоконно-оптических гироскопов.

Оно также связано с разработкой и внедрением более совершенных методов и алгоритмов обработки навигационной информации, таких, как адаптивные и нелинейные фильтры, алгоритмы параллельной и иерархической обработки. Важная роль при этом должна отводиться также унификации и сертификации соответствующего математического обеспечения.

Можно ожидать, что развитие комплексирования спутниковой аппаратуры с другими навигационными системами и устройствами будет идти в следующих направлениях:

- синтез более совершенных нелинейных алгоритмов оценивания переменных состояния и контроль качества решения навигационных задач;
- синтез алгоритмов комплексной обработки информации ГЛОНАСС/GPS и автономных систем совместно с корректирующей информацией широкозонных, региональных и локальных дифференциальных подсистем (WAAS, EGNOS, MSAS, LAAS и др.);
- разработка алгоритмов КОИ измерений СРНС и автономных систем с обнаружением и идентификацией помех, а также с идентификацией характеристик моделей автономных систем;
- синтез алгоритмов КОИ кодовых и фазовых измерений СРНС и автономных средств для борьбы с многолучевостью;
- разработка методов комплексирования информации новых СРНС (GNSS-2, Галилео) и других измерителей и др.

Литература к главе 12

1. Соловьев Ю.А. Комплексование глобальных спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS с другими навигационными измерителями//Радиотехника, 1999, №1.
2. Ярлыков М.С., Чижов О.П. Субоптимальные алгоритмы приема и комплексной обработки квазикогерентных сигналов спутниковой радионавигационной системы//Радиотехника, 1996, №1.
3. Миронов М.А., Прохоров С.Л. Комплексные радионавигационные системы с раздельной обработкой сигналов//Радиотехника, 1996, №1.
4. Ярлыков М.С., Базаров А.А. Оптимальное комплексование радионавигационных измерителей на уровне обработки сигналов для каждого из них//Радиотехника, 1991, №5.
5. Ярлыков М.С., Базаров А.А. Совмещенная аппаратура потребителей спутниковой и гиперболической радионавигационных систем//Радиотехника, 1992, №4.
6. Ярлыков М.С., Базаров А.А., Салямех С.С. Помехоустойчивый навигационно-посадочный комплекс на основе спутниковой радионавигационной системы//Радиотехника, 1996, №12.
7. Dmitriev S., Stepanov O., Koshayev D. Optimal Ambiguity Resolution and Efficiency in Using INS after Lock Loss, Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, May 1996.
8. Sennott J., Senffner D. A GPS Carrier Phase Processor for Real-Time High Dynamic Tracking, ION 53th Annual Meeting Proc., Albuquerque, NM, 1997.
9. Hein G.W., et al. High-Precision Kinematic Differential Positioning and Integration of GPS with a Ring Laser Strapdown Inertial System, Global Positioning System, v. 4, ION, 1993.
10. Van Graas F. GNSS Augmentation for High Precision Navigation Services, AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, 1996.
11. Ярлыков М.С., Кудинов А.Т. Повышение качества функционирования спутниковых радионавигационных систем за счет информационной избыточности//Радиотехника, 1998, №2.
12. Abbott A., et al. Integration of GPS into the B-2 Stealth Bomber, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
13. Hileman B.R., Pinchak S.J. Increased combat Effectiveness with Embedded GPS/INS in A-10 Fighter Aircraft, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
14. Kaspar B., Dahlen N. Demonstration of the DARPA Global Positioning System Guidance Package on a U.S. Navy F/A-18, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
15. Pommilet P.E., Portal D., Clemenceau P.J. Totem 3000: The New Generation of INS/GPS from Sextant Avionique, 5 St. Petersburg International Conference about Integration Navigation Systems, St. Petersburg, May 1998.
16. Honeywell Defence Avionic Systems Press Release, www.honeywell.com, 6.1.98.
17. Honeywell Defence Avionic Systems Press Release, www.honeywell.com, 29.12.97.
18. Honeywell Defence Avionic Systems Press Release, www.honeywell.com, 13.12.97.
19. www.honeywell.com, 29.12.97.
20. Dr. Michael K. Martin, Bruce C. Detterich. The World's Smallest Military INS/GPS: P-MIGITS™-II, ION GPS-98 Proc., 1998.

21. Robert Kuhlmann, et al. SLAM ER – An Innovative Update to a Premier GPS Guided Weapon, ION GPS-98 Proc., Nashville, 1998.
22. Braisted P., Eschenbach R., Tiwari A. Combining Loran and GPS – The Best of Both World, Global Positioning System, v.3, ION, 1986.
23. Da R. A New Failure Detection Approach and Its Application to GPS Autonomous Integrity Monitoring, IEEE Trans. on AES, v.31, N1, 1995.
24. Brenner M. Integrated GPS/Inertial Fault Detection Availability, Navigation (USA), v.43, N2, 1996.
25. Kugler D., et al. Combine Use of GPS and Loran-C Integrated Navigation Systems, Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, May 1996.
26. Weitzen J, et al. RAIM Availability of GPS Augmented with Loran-C and Barometric Altimeter for Use in Nonprecision Approach, Navigation (USA), v.43, N1, 1996.
27. Younes A., Benhallam A., Nikiforov I. Improvements in GPS Integrity Monitoring for Non-Precision Sole Means of Navigation Using Hybrid GPS-INS, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
28. Elema I.A. Integrating Raw Loran-C and GPS with Integrity Monitoring for Marine and Land Applications, 9th World Congress of the International Association of Institutes of Navigation, Amsterdam, 18-21 Nov. 1997.
29. Peterson B., et al. Integrated GPS/Loran, Structures and Issues, ION 54th Annual Meeting Proc., Denver, June 1-3, 1998.
30. Kugler D., Gustke F. Integration of GPS and Loran/Chayka – an European Perspective, National Technical Meeting Navigation 2000 Proc., Long Beach, California, Jan.21-32,1998.
31. Varavva V.G., Vinogradov O.V., Kireichikov V.A. Precision Increasing and Integrity Monitoring of Navigation Data for GPS/ Inertial Hybrid Solution, The 18th ICAS Congr., Beijing, 1992, Paper N ICAS-92-1.1.2.
32. Sturza M.A. Navigation System Integrity Monitoring Using Redundant Measurements, Navigation, Winter 1988-89, v.35, N4.
33. Brown A. Integrity Monitoring of GPS Using a Barometric Altimeter, RTCA Paper N 405-87, SC-159-117.
34. Варавва В.Г., Кирейчиков В.А. Контроль целостности GNSS в бортовых навигационных системах//Проблемы безопасности полетов, 1992, №9.
35. Implications for the NOTAM System of GNSS RAIM Outages, Information Paper, ICAO, Montreal, 23 March to 3 April 1998.
36. GNSS as Sole Means of Navigation. Autonomous Integrity Monifored Extra polation (AIME), Product Presentation, Litton Aero Products, 1997.
37. Diesel J.W., Huddle J.R. Advantages of Autonomous Integrity Monitored Extrapolation for Precision Approach, ION GPS-97 Proc., Nashville, 1997.
38. Джанджгава Г.И., Роголев А.П., Чернодаров А.В. Контроль и адаптивно-робастная защита целостности аэро-инерциально-спутниковых навигационных систем маневренных летательных аппаратов. 6-я Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным системам, Санкт-Петербург, май 1999.

Глава 13

Перспективные спутниковые радионавигационные системы Галилео

Проект Европейской спутниковой радионавигационной системы Галилео разрабатывается по инициативе ЕС и Европейского космического агентства (ЕКА). Он предусматривает создание и обеспечение функционирования глобальной СНРС под гражданским управлением. Дополнительно к проекту Галилео разработан инициативный проект ЕКА, Галилеосат, относящийся к космическому сегменту и наземному контуру управления.

Предполагается, что система должна основываться на 21 или более среднеорбитальном космическом аппарате (СКА). Эта группировка может дополняться тремя геостационарными космическими аппаратами (ГКА) [1]. В [2] приводятся состав группировки Галилео, включающий 32 СКА и 9 ГКА. Соответствующая наземная инфраструктура будет включать глобальную сеть станций мониторинга, объединяемую с наземными станциями передачи данных (НСПД) на ГКА в единую систему управления (рис. 13.1). Предполагается, что Галилео строится на принципах открытой архитектуры, будет совмещаться и взаимодействовать с GPS и, возможно, ГЛОНАСС. Система может включать дополнения, разрабатываемые в соответствии со специальными требованиями. Зона действия системы должна быть глобальной, а со звезды НКА – оптимизировано для обслуживания стран, находящихся в высоких широтах [1].

Для Галилео предусматривается три уровня управления:

- политический и стратегический уровень, при котором руководство осуществляется органами ЕС;
- уровень управления программой создания системы;
- уровень управления посредством создания частно-общественной компании, ответственной за освоение и функционирование системы.

Галилео предполагает по крайней мере два уровня обслуживания потребителей. Основной уровень будет общедоступным. Уровень контролируемого доступа обеспечивается только для зарегистрированных потребителей.

Система Галилео должна удовлетворять требованиям международных организаций (ИМО, ИКАО и др.) по обеспечению безопасности. Зарегистрированным потребителям будет гарантироваться компенсация потерь на случай отказа в системе.

Предполагается, что Галилео дополнительно будет включать функции обмена данными, что позволит в большей мере использовать ее для нужд управления движением в реальном времени.

По замыслу авторов [1], совместно с модернизированной GPS, система Галилео должна образовать перспективную Глобальную навигационную спутниковую систему (ГНСС). Галилео и GPS будут независимыми, но совместимыми и взаимодействующими системами, совместное использование которых должно обеспечить для многих применений требуемые характеристики обслуживания.

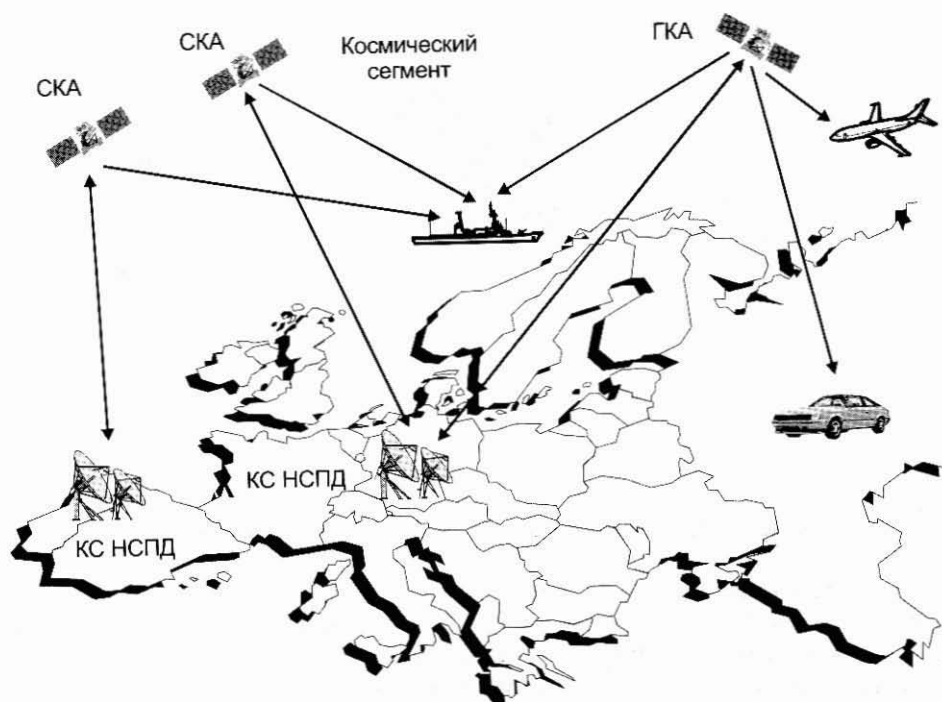


Рис. 13.1. Перспективная европейская СРНС Галилео

Точность определения навигационных параметров Галилео должна существенно превосходить точность общедоступного канала GPS. По данным [1], Галилео должна обеспечивать местоопределение всех потребителей с точностью в несколько м. По данным [2], погрешности (2 СКО) определения (совместно с GPS) плановых координат должны быть не более 10 м при доступности не менее 0,96 и угле места (УМ) спутника более 35° , а ошибки (2 СКО) определения высоты должны составить не более 4 м при доступности 0,99999 и $УМ \geq 5^\circ$. Такие характеристики должны удовлетворить требованиям посадки воздушных судов по категории I. С локальными дополнениями точность местоопределения над сушей и в прибрежных водах должна быть не хуже 0,5 м (2 СКО) при доступности 0,99999 и $УМ \geq 15^\circ$ [2].

Необходимо отметить, что за последние годы максимум потребностей в навигационных услугах смещается из сферы авиации и морского флота в область обслуживания движения сухопутных транспортных средств. Доля последней будет составлять примерно 77% (рис. 13.2) в то время, как доли гражданской авиации, морского флота и железнодорожного транспорта не превысят 1% каждая [1]. При этом учитывается стремительный рост интенсивности дорожного движения. Использование спутниковых технологий рассматривается как способ обеспечения ограниченного доступа к специальным транспортным сетям посредством лицензирования или взимания соответствующей платы за услуги, что, в частности, может оказаться эффективным средством уменьшения транспортных потоков в городах и стимулом использования общественного транспорта. Управление общественным и частным транспортом позволит диспетчеру регулировать интенсивность его движения и планировать необходимые мероприятия. Системы оповещения об авариях будут передавать координаты места аварии. Соответствующие технические средства в будущем окажутся для каждого автомобиля вполне стандартными.



Рис. 13.2. Сегменты рынка аппаратуры потребителей

Существуют широкие области нетранспортного использования системы Галилео. Это и сельское хозяйство, и обеспечение работ на шельфе и в открытом море, а также геодезические работы на сухопутных территориях. Большие перспективы имеет развитие рынка по определению точного времени, в первую очередь, для обеспечения синхронизации систем связи, а также по обеспечению точной синхронизации разнесенных объектов и стабилизации на заданном уровне частоты тока мощных энергосистем.

Применение Галилео в гражданской авиации связывается, в первую очередь, с совершенствованием управления воздушным движением, уменьшением протяженности маршрутов, с ускорением доступа в аэропорты и, в конечном счете, с более эффективным использованием воздушных судов и наземной инфраструктуры. Галилео позволит обеспечить заход на посадку в большинстве аэропортов в соответствии с требованиями категории I, повысить безопасность пассажиров и значительно уменьшить стоимость наземной инфраструктуры.

Применение Галилео повысит безопасность мореплавания, эффективность управления рыболовецкими сейнерами так же, как контейнеровозами и спасательными судами. Предусматривается использование Галилео для обеспечения сигнализации и контроля за движением поездов на железнодорожном транспорте.

Макроэкономические выгоды (рис. 13.3) от создания Галилео складываются из продаж внутри ЕС, экспорта аппаратуры потребителей и обеспечения различных служб с учетом занятости собственной промышленности. Проведена оценка эффективности для двух сценариев развития СРНС: использование Галилео и GPS и использование только GPS.

Объем продаж аппаратуры потребителей на европейском рынке в период с 2005 по 2025 гг. составит 88 млрд. евро. Объем соответствующих услуг и других продуктов будет на уровне 112 млрд. евро, а объем экспорта европейской промышленности может составить примерно 70 млрд. евро. Таким образом, общий объем продаж, связанных с Галилео, будет примерно 270 млрд. евро.

Галилео обеспечит Европе более широкие социальные преимущества. Так, уменьшение времени прохождения маршрута наземным транспортом на 1% приведет к дополнительным выгодам общей стоимостью в 200 млрд. евро, к снижению интенсивности движения, уменьшению загрязнения окружающей среды и количества аварий (рис. 13.4).

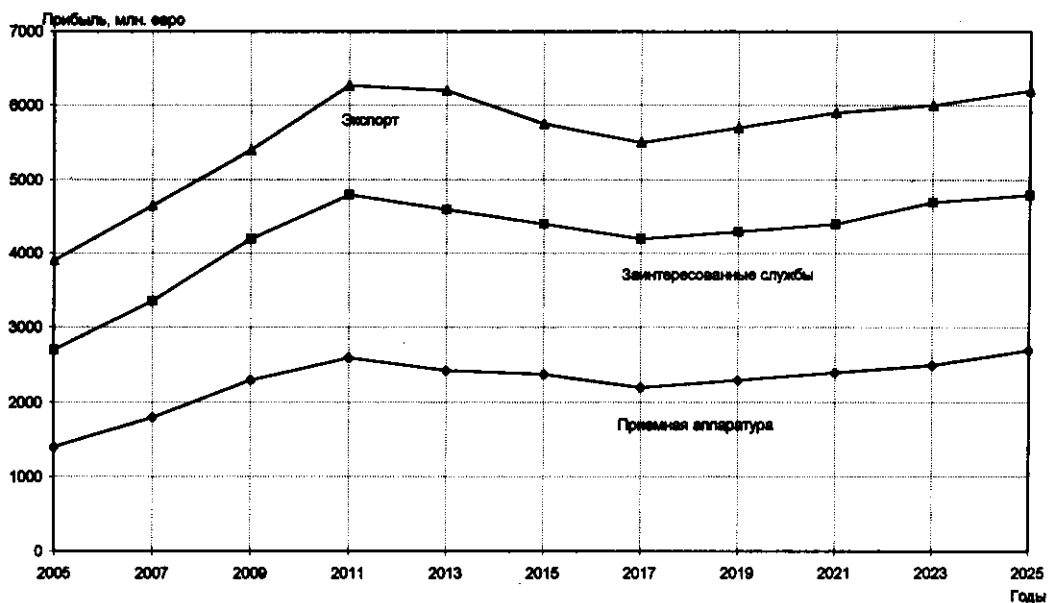


Рис. 13.3. Эффективность использования Галилео

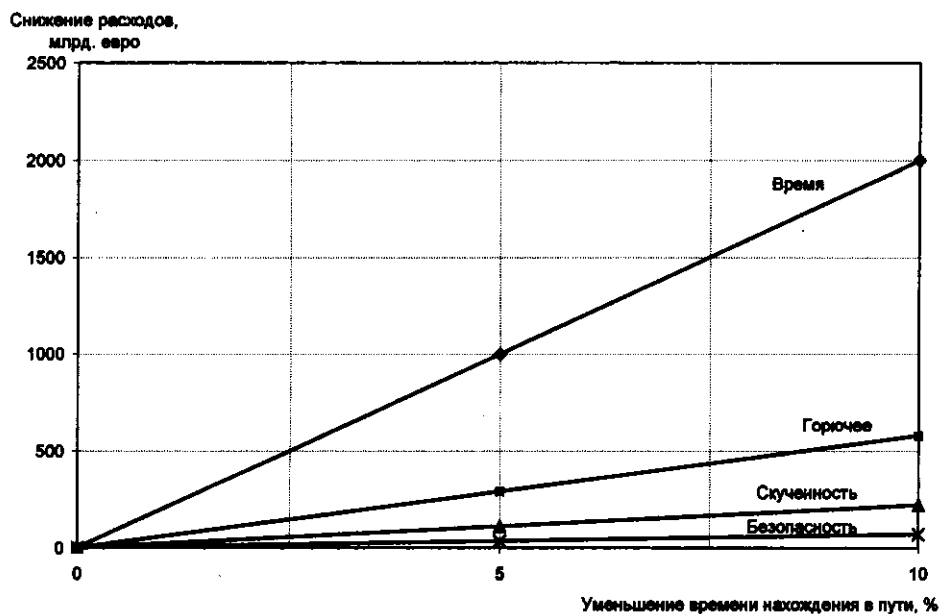


Рис. 13.4. Снижение расходов за счет уменьшения времени нахождения в пути

В целом, работы по Галилео рассматриваются в качестве ключевого фактора успешного развития европейской промышленности в следующем столетии. Они обеспечат суверенитет ЕС в области транспорта и в других жизненно важных областях, поскольку система будет находиться под собственным гражданским управлением. Галилео рассматривается также как средство, обеспечивающее вхождение европейских производителей аппаратуры в огромный мировой рынок, в котором к настоящему времени доминируют американские компании.

В качестве источников финансирования рассматриваются: бюджет ЕС (транспортные программы и программа Галилеосат ЕКА), возвратные поступления, общественное и частное сотрудничество.

Согласно текущим планам Галилео должна достичь полной работоспособности в конце 2008 г. Начало передачи сигнала приходится на 2005 г. Цикл и этапы разработки системы Галилео приведены ниже.

Этап	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008
Принятие решения	■									
Этап определения основных характеристик		■	■							
Этап разработки			■	■	■					
Этап оценки и испытаний					■	■	■			
Опытное использование							■	■	■	■
Начало работы										■

Характерно, что этап оценки и испытаний системы с 3-5 спутниками будет частично совпадать с этапом серийного производства и опытного использования.

Отметим, что на заседании Совета министров транспорта стран ЕС 16 июня 1999 года принято решение о поддержке работ по проекту Галилео с выделением 40 млн. евро из фонда сообщества для завершения к концу 2000 г. предварительной фазы по определению основных характеристик [3]. Проведены дополнительные консультации с США и Россией с целью изучения возможностей взаимодействия Галилео с системами GPS и ГЛОНАСС. Ряд других стран изучает вопросы сотрудничества с ЕС в части GNSS-1 (EGNOS) и GNSS-2 (Галилео) [4].

Сообщается [5], что в декабре 1999 года в Париже ЕКА подписало контракт по проекту Галилеосат, являющемуся частью работ, выполняемых ЕКА на этапе принятия решения по программе Галилео [6].

Контракт по проекту Галилеосат, стоимостью 20 млн. евро, предполагает определение облика космического сегмента Галилео (спутниковая группировка) и соответствующих наземных сегментов. Контракт выполняется консорциумом, возглавляемым компанией "Alenia" (Италия), включающим более чем 50 европейских субподрядчиков.

В системе Галилео планируется новая структура сигнала, излучаемого навигационными спутниками, отличающаяся, в частности, от структуры сигналов систем ГЛОНАСС и GPS более высокой тактовой частотой, что повысит потенциальную точность измерения псевдодальностей и скорость передачи потребителям навигационной информации. В совокупности с геометрией расположения навигационных спутников, благоприятной для более равномерного расположения рабочих зон навигации по земному шару, это будет способствовать достижению в глобальном масштабе более высоких характеристик по точности и доступности навигационного обеспечения потребителей.

Предполагается, что, хотя система Галилео будет находиться под гражданским контролем, ее использование планируется не только для традиционных потребителей, но и для таких, например, специальных потребителей, обеспечивающих безопасность, как полиция, служба предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций и т. д.. Это позволяет предположить, что в системе Галилео наряду с открытым сигналом, будет реализован и закрытый сигнал, как в системах GPS и ГЛОНАСС.

ЕС в настоящее время взял направление на создание самостоятельной системы и проявляет интерес к использованию при проектировании системы Галилео российского опыта при создании и эксплуатации ГЛОНАСС и использовании частотного диапазона ГЛОНАСС. Европейские организации заинтересованы в сотрудничестве с Россией при реализации и других аспектов проекта Галилео, что является предметом предстоящих официальных переговоров делегаций России и ЕС. Нахождение взаимовыгодного решения является задачей этих переговоров [5].

Литература к главе 13

1. Галилео. Проспект системы для заседания Совета министров транспорта стран Европейского Союза, 17 июня 1999 г., Luxembourg (17-06-1999)-№. 9004/99.
2. Ревнивых С.Г. Тенденции развития спутниковой навигации в Европе. Семинар "Проблемы координатно-временного обеспечения". г. Королев, Московская обл., ЦУП ЦНИИ МАШ, 16.2.99.
3. Пресс-релиз заседания Совета министров транспорта стран Европейского Союза, 17 июня 1999 г., Luxembourg (17-06-1999)-№. 9004/99.
4. Пшеняник В.Г., Соловьев Ю.А. Европейская спутниковая радионавигационная система Галилео//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация" и РОИН, 1999, N 3 (5).
5. Денисов В.И., Пшеняник В.Г., Силантьев Ю.Н. Развитие проекта Галилео//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация" и РОИН, 1999, N 4 (6).
6. Пресс-релиз заседания Европейского космического агентства N49-99, Париж, 7 декабря 1999.

Глава 14

Низкоорбитальные спутниковые радионавигационные системы

К числу низкоорбитальных СРНС относятся: "Цикада" ("Надежда"), "Парус", "Транзит".

СРНС "Цикада" ("Надежда"). Навигационная система первого поколения "Цикада" создана и сдана в эксплуатацию в 1979 г. в составе 4-х КА, выведенных на круговые орбиты высотой 1000 км, наклонением 83° и равномерным распределением плоскостей орбит вдоль экватора. Она позволяет потребителю в среднем каждые полтора-два часа входить в радиокontakt с одним из КА и определять плановые координаты своего места при продолжительности навигационного сеанса до 5...6 мин. В результате проведенных работ с течением времени среднеквадратическая погрешность определения места снизилась до 80...100 м [1, 2].

"Цикада" использует доплеровский принцип определения места, в соответствии с которым в течение нескольких минут определяется доплеровский сдвиг высокостабильного сигнала (а с ним и радиальная скорость) КА, по которой затем вычисляются координаты определяющегося объекта [3, 4].

Разработаны комплектации судовой приемоиндикаторной аппаратуры "Шхуна" и "Челн". Последняя в состоянии также работать по американской системе "Transit". КА системы "Цикада" были затем дооснащены аппаратурой обнаружения терпящих бедствие объектов, которые оборудованы радиобуями, излучающими сигналы бедствия на частотах 121 и 406 МГц. Эти сигналы ретранслируются КА "Цикада" ("Надежда") на специальные наземные станции, где производится вычисление координат места аварийных объектов (морских судов, самолетов и т.д.). Дооснащенные аппаратурой обнаружения терпящих бедствие КА "Цикада" образуют систему Коспас. Совместно с американо-франко-канадской системой Сарсат они образуют единую службу поиска и спасения, на счету которой уже несколько тысяч спасенных жизней [1, 2].

В настоящее время система "Цикада" имеет ограниченное применение для навигации в связи со все расширяющимся использованием СРНС второго поколения ГЛОНАСС и GPS.

СРНС "Парус". В [5] сообщается, что 24 декабря 1998 года с космодрома Плесецк был произведен запуск ракеты-носителя "Космос-3Н" (11К65М) с ИСЗ "Космос-2361". НКА успешно выведен на начальную орбиту с параметрами: наклонение – $82,9^\circ$; минимальное удаление от поверхности Земли – 988 км; максимальное удаление от поверхности Земли – 1017 км; период обращения – 104,9 мин.

"Космос-2361" – это очередной НКА типа "Парус", предназначенный для определения судами ВМФ своего местоположения и, по всей вероятности, также для приема и передачи сообщений.

Конструктивно НКА "Парус", по-видимому, аналогичны НКА "Цикада" и "Надежда", но отличаются комплектацией бортовой целевой аппаратуры. Они, очевидно, разработаны и изготовлены в ПО "Полет" (Омск), которое является изготовителем НКА "Цикада" и "Надежда" и РН "Космос-3Н" [5].

В отличие от НКА "Цикада" и "Надежда", передающих навигационные сигналы на единых частотах 150,00 и 400,00 МГц, НКА "Парус" использует несколько отличные частоты для каждой из рабочих плоскостей (табл. 14.1).

"Космос-2361" запущен в 5-ю рабочую плоскость системы, в которой после выхода из строя "Космос-2142" не оставалось активных НКА. Таким образом, по состоянию на 1.1.99 г. все плоскости системы оказались укомплектованными работающими НКА (табл. 14.1).

СРНС "Transit" ("Транзит"). Аналогом отечественной системы "Цикада" является созданная для обеспечения первого поколения атомных ракетных подводных лодок "Полярис" американская СРНС "Transit". Для коммерческого использования эта система была предоставлена в 1967 г., причем число гражданских потребителей вскоре существенно превысило число военных. К концу 1975 г. на круговых околоземных (высота около 1000 км) орбитах находилось 6 НКА [4]. Координаты потребителя рассчитывались на основе приема и выделения доплеровского сдвига частоты передатчика одного из 6-7 навигационных космических аппаратов. При этом последний находился в поле видимости в течение примерно 40 мин., что позволяло получить достаточно высокую точность определения координат для медленно движущихся и стационарных объектов (единицы метров при геодезических работах). Масса НКА – 56 кг. Рабочие частоты 400 и 150 МГц. К настоящему времени система используется лишь для проведения исследований ионосферы [6, 7].

Таблица 14.1. Состав группировки спутников типа "Парус" на 11.01.99

№ плоскости	Рабочие частоты, МГц	Последние запущенные КА	Год запуска	Состояние
1	150,03; 400,08	Космос-2346	1997	работает
1	150,03; 400,08	Космос-2334	1996	в резерве
1	149,97; 399,92	Космос-2327	1996	не работает
1	149,97; 399,92	Космос-2266	1993	в резерве
2	149,91; 399,76	Космос-2341	1997	работает
2	149,91; 399,76	Космос-2310	1995	в резерве
2	149,91; 399,76	Космос-2184	1992	в резерве
3	149,94; 399,84	Космос-2218	1992	выключен
3	149,94; 399,84	Космос-2154	1991	работает
4	149,97; 399,92	Космос-2336	1996	работает
4	149,97; 399,92	Космос-2239	1993	выключен
4	149,97; 399,92	Космос-2173	1991	выключен
5	150,03; 400,08	Космос-2361	1998	введен 30.12.98
5	150,03; 400,08	Космос-2233	1993	выключен
6	149,94; 399,84	Космос-2279	1994	реактивирован 10.98
6	149,94; 399,84	Космос-2180	1992	выключен

Литература к главе 14

1. Решетнев М.Ф. Развитие спутниковых радионавигационных систем. Инф. Бюллетень НТЦ "Интернавигация", 1992, с. 6-10.
2. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//ИПРЖР, Москва, 1998.
3. Чуров Е.П. Спутниковые системы радионавигации. – М.: Сов. Радио, 1977.
4. Волосов П.С. и др. Судовые комплексы спутниковой навигации. Ленинград, Судостроение, 1976.
5. Новости космонавтики, 1999, №2.
6. Johannesen R. Interference: Sources and Symptoms, GPS World, Nov. 1997.
7. Langley R. Columns, GPS World, Nov. 1997, p. 46,48.

Приложение 1

Базы навигационных данных

Вопросы обеспечения БА СРНС дополнительными базами навигационных данных (БНД) являются одними из основных в процессе использования спутниковой аппаратуры в различных областях народного хозяйства и транспорта. В соответствии с особенностями применений они имеют свою специфику.

Одними из наиболее проработанных оказываются вопросы обеспечения необходимыми навигационными данными в авиации, как виде транспорта, в котором безопасность движения является главным критерием деятельности.

В значительной степени эти вопросы регулируются с помощью известного документа ФАА TSO C-129, Приказа ФАС России №61 (см. главу 11), положений документов ИКАО, EUROCAE и RTCA.

В соответствии с этими документами своя БНД, индикация и развитые процедуры индикации и управления предусмотрены для БА класса А. Для БА классов В и С размещение БНД и решение вопросов индикации и управления обеспечиваются в рамках навигационных комплексов и систем управления полетом (FMS). Остановимся на требованиях документа ФАА TSO C-129 в этой части.

Хранение путевых точек

Оборудование должно быть обеспечено обновляемой БНД с разрешающей способностью не хуже 0,01' для всех допускаемых Правилами Полета по Приборам (IFR) этапов полета.

Все аэропорты, маяки VOR, VORTAC, всенаправленные радиомаяки (NDB, РРС), путевые точки и пересечения, имеющие названия, обозначенные на маршрутных картах и картах окрестностей аэродромов, а также на схемах стандартного вылета или прибытия по приборам – должны содержаться в базе данных.

Должна быть предусмотрена невозможность ручного ввода/обновления БНД.

Базы данных оборудования класса А1 должно включать все путевые точки и пересечения, обозначенные на опубликованных схемах некатегоризированных (неточных) заходов на посадку по приборам без средств точного захода кроме КРМ, средств наведения типа КРМ и упрощенных радиосредств направленного действия.

Оборудование (БА) класса А1 должно представлять путевые точки таким же образом, как они обозначены на опубликованных схемах захода на посадку.

Представление путевых точек должно совпадать по крайней мере по таким позициям, как: выбираемая пилотом начальная точка захода на посадку; ППМ захода на посадку (при их наличии); конечная точка захода на посадку; точка ухода на второй круг; точка зоны ожидания захода на втором круге.

Примечание: В случае, если указаны несколько контрольных точек начального этапа захода на посадку, то система должна предоставить пилоту возможность их выбора с последующим автоматическим согласованием остальных точек захода на посадку по приборам.

Контрольные точки начального этапа захода на посадку, конечные точки захода на посадку и точки ухода на второй круг, используемые для построения схемы захода на посадку по приборам, в БНД должны быть идентифицированы однозначно.

Должна быть предусмотрена невозможность ввода данных о координатах путевых точек в режиме захода на посадку.

Должна быть предусмотрена невозможность изменения данных, связанных с выполнением захода на посадку.

Путевые точки (ППМ) захода на посадку должны быть только в координатах "широта"/"долгота". В режиме захода на посадку не допускается отображение путевых точек в координатах "пеленг"/"расстояние" относительно опорной путевой точки.

Все оборудование должно иметь функцию "Полетный план" с возможностью запоминания не менее 9 путевых точек. Для БА класса А1 дополнительно требуется возможность сохранения всех путевых точек, необходимых для построения траектории захода на посадку и ухода на второй круг.

Путевые точки должны быть закодированы в БНД как точки "пролета" или точки "облета" так, как это требуется для выполнения процедуры захода на посадку, стандартного вылета или прибытия по приборам.

Навигационные базы данных должны отвечать требованиям документов RTCA/DO-200 (разделы 3-5) и RTCA/DO-201 (разделы 4-7).

Основные требования к качеству аэронавигационных данных (в соответствии с нормами ИКАО) приведены в табл. П1.1.

Дадим некоторые пояснения к табл. П1.1. Аэронавигационные точки различаются по способу получения численных значений широты и долготы.

Так, *съёмочная точка* это точка, координаты которой получены в результате съёмки (измерений), проведенной в соответствии с инструкциями. К таким точкам, как правило, относят пункты связи, точки обозначения входных ворот, навигационные средства, аэронавигационные КТ, препятствия и пороги ВПП.

Расчетная точка это точка, координаты (широта и долгота) которой получены расчетным путем, например, по азимуту (пеленгу) и расстоянию относительно известной съёмочной точки.

Объявленные точки представляют собой заданные в соответствии с какими-либо соображениями пункты, не привязанные к известным съёмочным точкам. Объявленными точками зачастую являются точки границ зоны полетов и т.д.

Под *разрешающей способностью (разрешением)* понимается число, определяющее число градаций используемого измеренного или рассчитанного значения.

Под *точностью* понимается степень соответствия расчетного и измеренного значения истинному значению. При этом точность измерения местоположения, как правило, выражается расстоянием от заявленного местоположения, в пределах которого с определенной вероятностью находится истинное местоположение.

Целостность аэронавигационных данных это определенная гарантия того, аэронавигационные данные и их значения не потеряны и не изменены с момента их подготовки и санкционированного внесения поправок. Требования к целостности аэронавигационных данных основываются на потенциальном риске искажения данных или конкретного элемента данных и соответствующих последствий. При этом применяется следующая классификация данных:

Таблица П1.1. Требования к качеству аэронавигационных данных (широта/долгота)

Наименование точек	Точность, м /тип данных	Разрешение публикуемых данных, угловые секунды	Разрешение карты, угловые секунды	Классификация целостности данных
Точки границ района полетной информации	2000 (1 м.м.)/объявленные	60	В соответствии с тем, как нанесены	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Точки границ районов P, R, D (вне границ СТА/CTZ)	2000 (1 м.м.)/объявленные	60	В соответствии с тем, как нанесены	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Точки границ районов P, R, D (внутри границ СТА/CTZ)	100/расчетные	1	В соответствии с тем, как нанесены	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Точки границ СТА/CTZ	100/расчетные	1	В соответствии с тем, как нанесены	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Маршрутные навигационные средства и контрольные точки, пункт ожидания, точки STAR/SID	100/результаты съемки	1	1	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Препятствия на маршруте	100/результаты съемки/расчетные	1	1	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Опорная точка аэродрома/вертодрома	30/результат съемки	1	1	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Навигационные средства, расположенные на аэродроме/вертодроме	3/результат съемки	0,1	В соответствии с тем, как нанесены	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Препятствия в зоне полетов по кругу и на аэродроме/вертодроме	3/результат съемки	0,1	0,1 (АОС тип С)	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Значительные препятствия в зоне захода на посадку и взлета	3/результат съемки	0,1	0,1 (АОС тип С)	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Контрольные точки/пункты конечного захода на посадку и другие важные контрольные точки/пункты, образующие схему захода на посадку по приборам	3/результаты съемки/расчетные	0,1	1	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Порог ВПП	1/результат съемки	0,01	1	$1-1 \times 10^{-3}$ /критические
Конец ВПП (точка выравнивания траектории полета)	1/результат съемки	0,01	1	$1-1 \times 10^{-3}$ /критические
Точки осевой линии ВПП	1/результат съемки	0,01	—	$1-1 \times 10^{-3}$ /критические
Точки осевой линии РД	0,5/результат съемки	0,01	0,01	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Точки стоянки ВС/пункты проверки ИНС	0,5/результат съемки	0,01	0,01	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Геометрический центр TLOF или пороги FATO (вертодромы)	1/результаты съемки	0,01	1	$1-1 \times 10^{-3}$ /критические

критические данные, искажение и использование которых в ходе полета и посадки со значительной вероятностью сопряжено с риском и возможностью катастрофы;

важные данные, искажение и использование которых в ходе полета и посадки с небольшой вероятностью сопряжено со значительным риском и возможностью катастрофы;

обычные данные, искажение и использование которых в ходе полета и посадки с очень малой вероятностью сопряжено со значительным риском и возможностью катастрофы.

Значения широты и долготы в соответствии с требованиями ИКАО с 1.01.98 г. должны представляться в системе WGS-84.

В табл. П1.2 приведены требования к точности представления высот.

Таблица П1.2. Требования к качеству представления информации о превышениях, абсолютной и относительной высотах

Превышение/абсолютная/относительная высота точки	Точность, м (фут)/тип данных	Классификация целостности данных
Относительная высота пересечения порога ВПП	0,5 (1)/расчетная	$1-1 \times 10^{-8}$ /критические
Абсолютная/ относительная высота пролета препятствий	как указано в PANS-OPS (Doc 8168)	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Превышения препятствий на маршруте	3 (10)/результаты съемки	$1-1 \times 10^{-3}$ /обычные
Превышение дальнометрического оборудования (DME)	30 (100)/результаты съемки	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные
Абсолютная высота схемы захода на посадку по приборам	как указано в PANS-OPS (Doc 8168)	$1-1 \times 10^{-5}$ /важные

Приведенные требования находят свое отражение при создании баз навигационных данных БА СРНС, НК и FMS. В табл. П1.3 приведены общие характеристики БНД и индикации приемников GPS и FMS.

Таблица П1.3. Общие характеристики БНД и индикации приемников

Тип приемника	Класс	Тип БНД	Тип индикации	Количество путевых точек	Количество маршрутов/ ППМ	Содержание
1	2	3	4	5	6	7
Trimble 2101 Approach	A1	Jeppesen NavData card	текст	400	40/40	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, границы зон и др.
Trimble 2000 Approach	A1	Jeppesen NavData card	текст	400	40/40	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, границы зон и др.
Trimble TNL 1000™		Jeppesen, внутренняя	текст	250	20/20	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения и др.
Trimble TNL 1000 DC™		Jeppesen, на сменной карте	текст	250	20/20	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения и др.
Trimble Flightmate GPS		Jeppesen, внутренняя	текст	100	2/-	АЭ, ППМ

1	2	3	4	5	6	7
Teldix CoPilot		Создается по карте с помощью БКП	текст, блок картографического планшета (БКП)	200	10/–	ППМ
ПМorrow Apollo Precedus		Jeppesen, внутренняя	текст, элементы графики	1000	20/–	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения, границы зон, связные частоты и др.
Garmin GPS 90		Jeppesen, внутренняя	текст	250	20/30	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения, границы зон и др.
Garmin GPS 150		Jeppesen NavData, со сменной картой	текст	250	20/31	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения, минимально безопасные высоты, границы зон и др.
Garmin GPSMAP 195		Встроенная Worldwide Basic Jeppesen	текст, карта	–	–	АЭ, VOR, ПРС, ППМ, пересечения, ВПП, границы зон, частоты и др.
Garmin GPS 155 (165) TSO	A1	Jeppesen Database	текст	1000/ 250 с комментариями	20/31	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, пересечения, границы зон и др.
Garmin GPS/ COMM GNS 430	A1	Jeppesen Database	текст, цветная карта	1000	20/31	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, пересечения, границы зон и др.
Allied Signal KLN 900	A1	Jeppesen NavData, со сменной картой	текст, элементы графики	–	26/30	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, пересечения, границы зон и др.
Allied Signal KLN 94 TSO	A1	Jeppesen NavData, со сменной картой	текст, цветная графика, карта	–	–	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, пересечения, границы зон и др.
Allied Signal GNS-XIs Global Wulfsberg FMS	A1/ B1	24 Mbit-Jeppesen	текст, цвет	–	56/–	АЭ, схемы заходов, ППМ, SID, STAR, VOR, ПРС, пересечения, минимально безопасные высоты, пороги ВПП, внешние ориентиры, границы зон и др.
Система глобальной навигации и посадки АБ-РИС+VIM-95 ЗАО ТРАН-ЗАС		Jeppesen NavData и др., обновление через 28 дней	текст, графика, карта; 750000 км ²	–	–	–

При этом можно выделить следующие группы БА:

- *ручные приемники* типа Trimble Flightmate GPS, Pimorrow Apollo Precedus, Garmin GPS 90, GPSMAP 195 и систему индикации Teldix CoPilot, имеющие ограниченные возможности; количество программируемых маршрутов от 2 до 20; лишь приемник Pimorrow Apollo Precedus имеет сравнительно развитую базу данных, а GPSMAP 195 – развитую базу данных и картографическую индикацию;
- *внеклассная БА* типа Trimble TNL 1000™, TNL 1000 DCT™, Garmin GPS 150 с внутренними или сменяемыми развитыми базами данных; количество путевых точек от 250 до 400, а маршрутов – от 20 до 40;
- *БА класса А1* типа Trimble 2000 (2101) Approach, KLN 900, KLN 94 TSO, Garmin GPS 155 (165) TSO, GPS/ COMM GNS 430 с весьма развитыми базами данных, включающими АЭ, схемы заходов, ППИМ, SID, STAR, VOR, PPC, пересечения, границы зон и др.;
- *системы управления полетом (FMS)* для БА СРНС класса А1/В1 типа Allied Signal GNS-Xls Global Wulfsberg, имеющую базу данных на 24 Мбит и рассчитанную на программирование 56 маршрутов; база данных включает АЭ, схемы заходов, ППИМ, SID, STAR, VOR, PPC, пересечения, минимально безопасные высоты, пороги ВПП, внешние ориентиры, границы зон и др.

В этом ряду отдельно расположена система глобальной навигации и посадки АБРИС+VIM-95 ЗАО ТРАНЗАС с развитой системой текстовой и картографической индикации (объем последней 750000 км²).

Почти для всей БА создателем баз навигационных данных является фирма Jeppesen. Заметим, что она с помощью специальной службы Jeppesen NavData Direct Update subscription service выпускает для потребителей на специальных электронных носителях (картах) полностью обновляемые в соответствии со стандартом ИКАО каждые 28 дней БНД (для БА Trimble, ARNAV, Garmin, Magellan по своим спецификациям). Потребителями информации для постоянно обновляемой БД аэронавигационной информации (АНИ) Jeppesen NavData Service служат авиакомпании, корпоративные летные подразделения и почти все мировые производители бортовой аппаратуры. Эта БД также тесно взаимодействует и совместима с основной БД (Jeppesen's Flight Information Master Database), которая в свою очередь взаимодействует с различными частными и государственными службами.

Заметим, что фирма Allied Signal для своей БА сама имеет службу обеспечения АНИ (Bendix/King GPS Data Base Update Services), основу которой тем не менее составляет БД Jeppesen. Обновление бортовых БНД осуществляется с помощью специального картриджа (KLN 90), стандартной дискеты (KLN 89, 89B, 90B, KLN 900, KLX 100), специальной карты (KLN 900) (рис. П1.1), Интернет (KLN 89, 89B, 90B, KLN 900, KLX 100). Структурную схему взаимодействия этих органов при обеспечении БА СРНС аэронавигационной информацией можно охарактеризовать рис. П1.2.

Jeppesen также выпускает специальные электронные уведомления NOTAM в форматах "Jeppesen NOTAM format" или "ICAO System NOTAM format" и другие материалы [1].

Заметим однако, что применение даже допущенной приказом №61 БА GPS в России связано с несогласованностью данных БД Jeppesen с отечественной АНИ как в части систем координат (WGS-84 с одной стороны и СК-42 и ПЗ-90 – с другой), так и в части точности их определения. Об этом, в частности, свидетельствует первый опыт освоения неточного захода на посадку в Самаре (см. главу 11). Практически с такими же проблемами придется столкнуться и при попытке использовать отечественную БА ГЛОНАСС/GPS.

Все это требует совершенствования структуры отечественной службы АНИ (САНИ) [2]. В [2] отмечается, что "после дезинтеграции Советского Союза и перехода гражданской авиации к рыночным условиям хозяйствования ранее существовавшая система сбора, обработки и распространения аэронавигационной информации (АНИ) претерпела существенные изменения. Изменения в САНИ носили и продолжают носить стихийный характер с четко выраженной тенденцией: постараться приспособить ранее существовавшую систему к новым условиям функционирования гражданской авиации России". Поэтому назрела необходимость создания единой САНИ, сочетающей в себе государственные и негосударственные органы, ответственные за создание соответствующих документов.

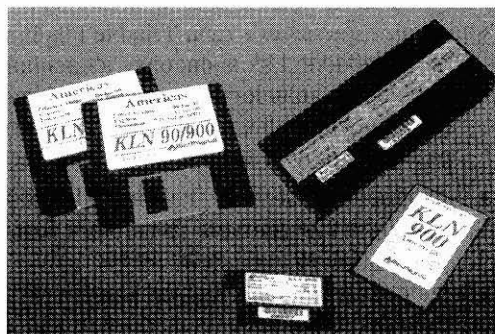


Рис. П1.1. Носители для обновления БНД БА фирмы Allied Signal

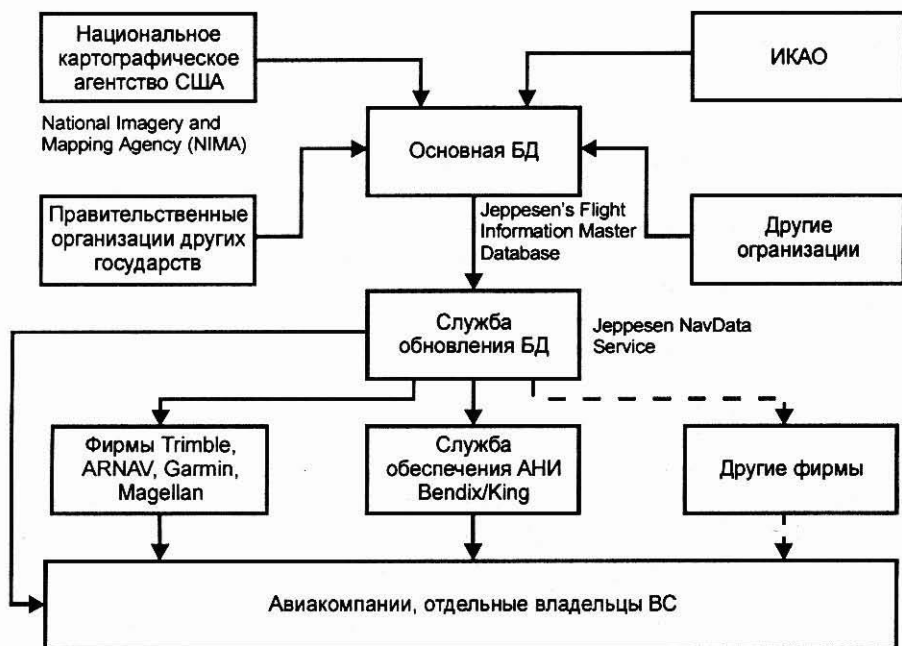


Рис. П1.2. Упрощенная схема обеспечения АНИ компании Jeppesen

Для иллюстрации разделения их функций процитируем [2].

"Исходя из нормативных документов, действующих в нашей стране и стандартов и рекомендаций ИКАО, а также анализа передового зарубежного опыта к государственным документам АНИ относятся документы, содержащие официальную, издаваемую от имени го-

сударственных органов информацию по воздушным трассам и аэропортам, необходимую для обеспечения деятельности авиационной транспортной системы.

Государственные документы АНИ предназначены как для непосредственного обеспечения информацией пользователей воздушного пространства, так и для разработки негосударственных документов АНИ.

Государственные документы АНИ публикуются в форме, установленной нормативными документами в виде сборников и аэронавигационных карт, а также различных извещений об изменениях в них. Аэронавигационная информация по международным воздушным трассам и аэропортам публикуется в виде, отвечающем стандартам и рекомендациям ИКАО.

Ответственность за достоверность информации, содержащейся в государственных документах АНИ, несут государственные органы.

В настоящее время государственные документы в полном объеме издаются только для полетов по международным трассам РФ (АИП РФ, НОТАМ и другие дополнения к нему). Для внутренних трасс сборники типа АИП пока не издаются.

К негосударственным документам отнесены документы, содержащие АНИ, необходимую конкретным потребителям и производимую ими или по их требованиям. При этом в требованиях потребителей должны быть учтены нормативные требования к АНИ. Форма представления негосударственной АНИ определяется требованиями потребителей.

Ряд негосударственных документов АНИ, перечень которых устанавливается компетентными органами, подлежит сертификации или одобрению государственными органами.

Примерами таких документов являются бортовые сборники АНИ, выпускаемые ныне ЦАИ ГА и фирмой Jeppesen.

Ответственность за достоверность информации, содержащейся в негосударственных документах АНИ, несут ее производители.

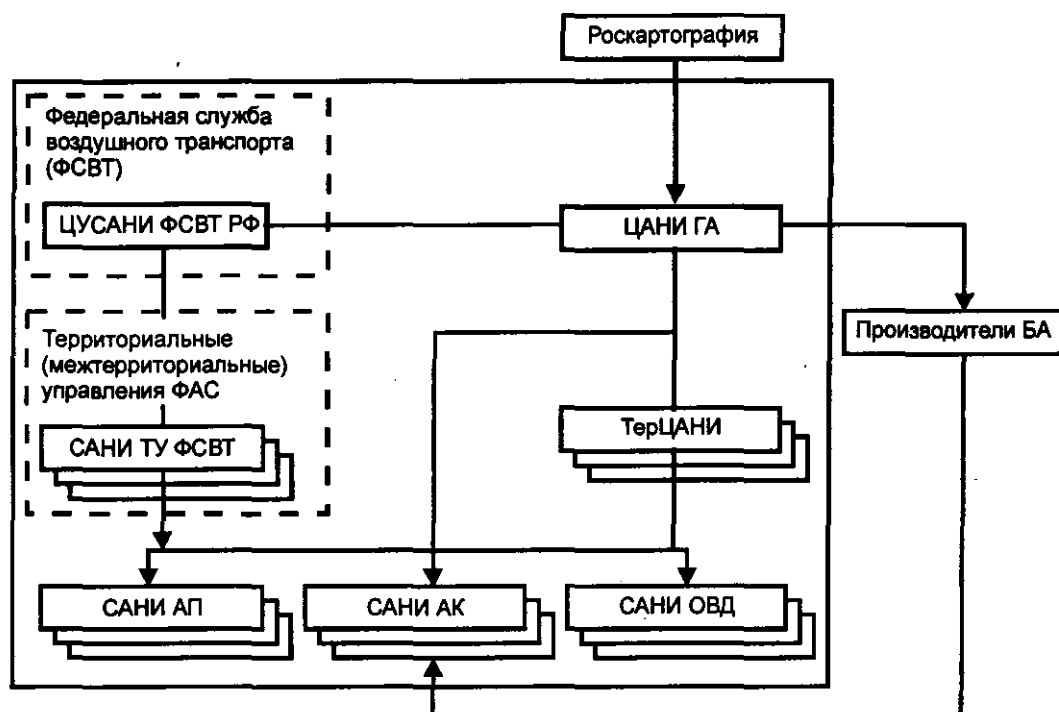
Следует заметить, что в некоторых случаях производители негосударственных документов АНИ специально указывают, что они несут ответственность только за достоверность издания информации, полученной из других источников, обычно ими указываемых".

В [2] предлагается структурная схема построения новой отечественной САНИ (рис. П1.3), сочетающей центральные и территориальные органы САНИ, органы аэропортов, авиакомпаний и служб ОВД. На наш взгляд, эта схема требует детализации в части взаимоотношений источников АНИ на территории России, владельцев БД, производителей БА и конкретных потребителей (ВС авиакомпаний).

Некоторые характеристики баз данных морских приемников GPS приведены в табл. П 1.4.

Таблица П1.4. Характеристики БНД морских приемников GPS

Тип приемника	Вид индикации	Количество путевых точек	Количество маршрутов	Содержание
Ensign™ & Ensign XL™ фирмы Trimble	Текст	100 с именами	9 с именами	Путевые точки и маршруты с координатами В, L, Н и именами
Графические навигационные системы NT 100/200/200D GPS фирмы Trimble	Текст, карта	500	50 (10 NT 100)	Морские карты, путевые точки, маршруты, курсовые линии, данные NMEA, рифы, мели, фарватеры, проходы, глубины, береговая линия и др.



ЦУСАНИ – Центральное управление службы АНИ; ТУ – территориальные управления;
ЦАНИ – Центр АНИ; ТерЦАНИ – территориальные центры АНИ

Рис. П1.3. Структура российской службы АНИ

Если приемники Trimble Ensign™& Ensign XL™ представляют собой сравнительно простую аппаратуру для широкого использования с минимумом информации в БНД, то графические навигационные системы NT 100/200/ 200D GPS оказываются достаточно сложными информационными средствами, дающими морскому потребителю достаточно много данных (в частности, рифы, мели, фарватеры, проходы, глубины, береговая линия и др.). Эта аппаратура (NT 200 GPS) может работать с всемирной картографической навигационной БД Navionics.

Ручные приемники Garmin GPS 12, GPS 38 и GPS 45 XL, характеристики БНД которых приведены в табл. П1.5, могут использоваться для сухопутной и морской навигации.

Они рассчитаны на 250-500 путевых точек, 20 маршрутов (до 30 ППМ) и могут решать навигационные задачи при использовании более 100 эллипсоидов. Основной источник БНД в наших условиях – сам пользователь. Однако при этом необходима или собственная съемка координат ППМ, или работа с нашими картами в системе СК-42. Последнее предполагает для обеспечения приличной точности получение плоских координат Гаусса-Крюгера, преобразование их в геодезические на эллипсоиде Красовского (СК-42) и затем преобразование в геодезические координаты в системе WGS-84, в которой работают приемники GPS указанных моделей.

Таблица П1.5. Характеристики БНД сухопутных и морских ручных приемников GPS

Тип приемника	Вид индикации	Количество путевых точек/маршрутов	Содержание
Garmin GPS 12	Текст, элементы графики (компас, состояние НКА)	500/20 по 30 ППМ каждый	Путевые точки, ППМ, параметры 106 эллипсоидов
Garmin GPS 38	Текст, элементы графики (компас, состояние НКА, карта движения)	250/20 по 30 ППМ каждый	Путевые точки, ППМ, параметры свыше 100 эллипсоидов
Garmin GPS 45 XL	Текст, элементы графики (компас, состояние НКА, карта движения)	250/20 по 30 ППМ каждый	Путевые точки, ППМ, параметры свыше 100 эллипсоидов

Нами создается неполнота охвата темы, поскольку не рассмотрены, например, вопросы создания и использования баз навигационных данных для автомобильной аппаратуры СРНС, которая может стать самой распространенной в начале 21-го века. Но это, видимо, тема специального издания.

Литература к приложению 1

1. Jeppesen 1999 Catalog. Jeppesen, Eastern Hemisphere Edition, 1999.
2. Белгородский С.Л. Организационные основы службы аэронавигационной информации гражданской авиации России в новых экономических условиях, Материалы международного симпозиума "Аэронавигационная система России – проблемы и пути их решения". 30.9-2.10.98, Москва, 1999.

Приложение 2

Стандартизация и сертификация в области СРНС

Разработка нормативных правовых вопросов использования СРНС ГЛОНАСС и GPS ведется на базе основополагающих документов Правительств России и США, таких, как Распоряжение Президента РФ №38-рп от 18.2.99 г., Постановление Правительства РФ № 896 от 3.8.99 г., Постановление Правительства РФ №346 от 29.3.99 г., Постановление Правительства РФ №237 от 7.3.95 г., Постановление Правительства РФ №1435 от 15.11.97 г. и "Программа использования системы ГЛОНАСС в гражданских целях", Директива Президента США, 29.3.96 г., Заявление Вице-президента США от 25.1.99 г.

На основе и с учетом этих решений и документов широким фронтом ведется разработка нормативных документов такими международными и национальными организациями, как ИКАО, ИМО, Международная Электротехническая комиссия (МЭК), Международный союз по электросвязи, Европейская организация гражданского авиационного оборудования (EUROCAE), Министерство обороны РФ, Министерство транспорта РФ, Министерство обороны США, Федеральная авиационная администрация (ФАА) США, Национальная морская электронная ассоциация США, Федеральное агентство по воздушному транспорту (Федеральная авиационная служба) РФ, RTCA, RTCM, ARINC и др.

Основополагающими нормативными документами, разработанными заказчиками СРНС и определяющими взаимодействие космических сегментов и сегментов потребителей, являются:

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, КНИЦ ВКС, 3-я редакция, Москва, 1995.
2. Интерфейсный контрольный документ GPS, ICD-200C-002, 25.9.97.
3. Спецификация сигнала. Стандартный режим работы (SPS) системы GPS. МО США, декабрь 1993.

Разработан ряд документов, относящихся к использованию СРНС на судах морского флота. К их числу относятся следующие.

Резолюции ИМО

A.529 (13): 1983 – "Стандарты точности судовождения".

A.694 (17): 1991 – "Рекомендации по общим требованиям к ГМССБ и электронному навигационному оборудованию".

A.819 (19): 1995 – "Технико-эксплуатационные требования к судовой ПА системы GPS".

A.815 (19): 1995 – "Глобальная радионавигационная система".

Стандарты МЭК

МЭК 945: 94 "Общие требования к морской навигационной аппаратуре. Методы и требуемые результаты испытаний".

МЭК 1162-1: 94 "Цифровые интерфейсы для судового навигационного и связного оборудования и систем".

МЭК 721-3-6: 87 "Классификация групп параметров условий окружающей среды и их пределы – условия на судах".

Рекомендация ITU-R M.823: 1995

"Технические характеристики передачи дифференциальных поправок в диапазоне частот морских радиомаяков".

"Стандарты, рекомендованные RTCM для дифференциальных подсистем GPS. Версия 2.2, RTCM, 15.1.98." [1].

"Стандарт Национальной морской электронной ассоциации США NMEA 0183".

NMEA 0183 является Стандартом национальной морской электронной ассоциации США (National Marine Electronic Association P. O. Box 3435 New Bern, NC 28564-3435 USA), определяющим взаимодействие электронной (в том числе радионавигационной) техники на борту морских судов. Он призван помогать при разработке и выборе совместимого между собой оборудования. Имеет разделы, относящиеся к использованию бортовой аппаратуры СРНС ТРАНЗИТ и GPS. Определяет требования к документации, требования к аппаратной части устройств, передаче данных, протоколам форматов данных, содержанию передаваемой информации. Изменения к стандарту периодически публикуются в Marine Electronics, официальном журнале NMEA. Версия 2.01 опубликована в 1994 г.

В настоящее время в МЭК проводится работа в области стандартизации по теме "Единый выход и множественные входы" [2]:

- Стандарт 1162-2 (модернизированная версия стандарта 1162-1), предполагающая повышенную скорость передачи данных.
- Стандарт 1162-3, аналогичный модернизированному стандарту NMEA 2000.
- Стандарт 1162-4, предназначенный для интегрированных мостиковых систем.

В качестве примера проводимой в области стандартизации работы для морских судов также укажем, что в разработанном Стандарте МЭК 11081 "Технико-эксплуатационные требования (ТЭТ) к приемной аппаратуре системы GPS. Методы и требуемые результаты испытаний" содержатся, в частности, следующие разделы:

- Назначение судовой приемной аппаратуры (ПА).
- Состав оборудования судовой ПА.
- Технико-эксплуатационные требования (ТЭТ) к приемной аппаратуре системы GPS: Задачи. Обмен данными. Точность определения места. Время получения первой обсервации. Меры защиты. Конструкция антенны. Чувствительность и динамический диапазон. Электромагнитная совместимость (ЭМС). Дискретность выдачи данных. Предупреждения об отказах и статус индикации. Дифференциальный режим работы. Устойчивость к климатическим и механическим воздействиям. Общие требования.
- Методы испытаний и требуемые результаты:

Испытательный центр. Последовательность испытаний. Стандартные сигналы при проведении испытаний. Определение точности. Организация испытаний. Результаты испытаний. Проверка характеристик на соответствие условиям стандарта МЭК 945.

Документ "Стандарты, рекомендованные RTCM для функционирования дифференциальной GNSS, версия 2.2" разработан Специальным комитетом №104 RTCM 15 января 1998 г. В нем содержатся рекомендуемые RTCM стандарты для замены документа с названием "Стандарты, рекомендуемые RTCM для функционирования GPS "Navstar" в дифференциальном режиме, версия 2.1", выпущенного 3 января 1994 г.

Отмечается, что применение стандартов RTCM SC-104 было весьма эффективным. Так, первоначально предполагаемые точности в 8...10 м применительно к бортовым приемникам фактически оказались лучше 5 м и часто достигали 1...3 м. Эти результаты были получены для измерений псевдодальностей по сигналам с C/A-кодом с использованием данных интегрированного доплеровского сглаживания.

С использованием версии 2.1 стандарта проверена также возможность реализации и достижения дециметровой точности с помощью дифференциального кинематического режима в реальном времени.

Основные изменения версии 2.2 по отношению к предыдущей версии следующие:

1. Обобщенный документ относится как к GNSS в целом, так и к системам GPS и ГЛОНАСС в отдельности.
2. Добавлено несколько сообщений для поддержки дифференциального режима работы ГЛОНАСС.
3. Добавлены сообщения и руководящие материалы для поддержки совместной работы GPS/ ГЛОНАСС.
4. Добавлено сообщение для выдачи времени в формате год/месяц/день/час для поддержки средств регистрации.
5. Добавлено сообщение, чтобы обеспечить использование опорного эллипсоида и связанных с ним преобразований координат в тех случаях, когда не применяются WGS-84 или ПЗ-90.
6. Добавлено сообщение для обеспечения более точной привязки координат фазового центра антенны опорной станции для поддержки высокоточных кинематических процедур.
7. Модифицирован и добавлен поясняющий текст в "кинематических" сообщениях.
8. Исправлена ошибка в приложении C, что позволит точнее учитывать фазовые измерения.

Дополнительно было разработано также несколько новых сообщений с тем, чтобы учесть дополнения GNSS, связанные с передачей GPS-подобных сигналов геостационарными спутниками (системы WAAS, EGNOS, MSAS).

Уточненные типы сообщений определяются табл. П2.1.

Достаточно активно проводится работа по стандартизации использования СРНС в авиации. Так, только в США для авиации создано более 7 федеральных и 7 международных документов. Необходимо отметить разработанные под эгидой ИКАО SARPs (Standards and Recommended Practices). Это SARPs для ГНСС (ГЛОНАСС и GPS), SARPs для геостационарных спутниковых и наземных дополнений.

В табл. П2.2 приведены некоторые нормативные документы Радиотехнической комиссии по авиации (RTCA), EUROCAE (Европейская организация по бортовому оборудованию для гражданской авиации) и FAA.

Таблица П2.1. Типы сообщений

Тип сообщения	Содержание сообщения
1	Дифференциальные поправки GPS (фиксированное)
2	Приращения дифференциальных поправок GPS (фиксированное)
3	Параметры опорной станции GPS (фиксированное)
4	Сообщение с данными опорной станции (экспериментальное)
5	Техническое состояние созвездия GPS (фиксированное)
6	Нулевой кадр GPS (фиксированное)
7	Альманах радиомаяков GPS (фиксированное)
8	Альманах псевдоспутников (экспериментальное)
9	Система частных поправок GPS (фиксированное)
10	Дифференциальные поправки для P-кода (резервное)
11	Поправки в диапазоне L2 для C/A-кода (резервное)
12	Параметры псевдоспутника (резервное)
13	Параметры наземного передатчика (экспериментальное)
14	GPS время недели (экспериментальное)
15	Сообщение об ионосферной задержке (экспериментальное)
16	Специальное сообщение GPS (фиксированное)
17	Эфемериды GPS (экспериментальное)
18	Нескорректированные с помощью метода RTK* фазы несущей (фиксированное)
19	Нескорректированные с помощью метода RTK псевдодальности (фиксированное)
20	Поправки фазы несущей с помощью метода RTK (экспериментальное)
21	Высокоточные поправки псевдодальности (экспериментальное)
22	Расширенные параметры опорной станции
23-30	(Не определены)
31	Дифференциальные поправки ГЛОНАСС (экспериментальное)
32	Параметры опорной станции ГЛОНАСС (экспериментальное)
33	Техническое состояние созвездия ГЛОНАСС (экспериментальное)
34	Установка частных поправок ГЛОНАСС (экспериментальное)
34	Нулевой кадр ГЛОНАСС (экспериментальное)
35	Альманах радиомаяков ГЛОНАСС (экспериментальное)
36	Специальное сообщение ГЛОНАСС (экспериментальное)
37	Сдвиг системного времени GNSS (экспериментальное)
35-58	(Не определены)
59	Сообщение о собственности (фиксированное)
60-63	Многоцелевое применение (зарезервированы)

* RTK (Real-time kinematic) – кинематический режим в реальном времени.

Таблица П2.2. Документы FAA, RTCA и EUROCAE по СРНС

Организация/ документ	Дата выпуска	Наименование	Содержание
RTCA/DO-178B	1.12.97	Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification	Оценка математического обеспечения авиационного бортового оборудования и оборудование для его сертификации
RTCA/DO-200A	28.09.98	Standards for Processing Aeronautical Data, SC-181	Стандарт в части обработки аэронавигационной информации, которая используется для навигации, планирования полетов, наземной подготовки и т.д.
RTCA/DO-201	28.11.88	User Recommendations for Aeronautical Information Services, SC-157	Рекомендации пользователей по изменению службы аэронавигационной информации, направленной на повышение эффективности аэронавигационных систем.
RTCA/DO-202	28.11.88	Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for Global Positioning System (GPS), SC-159	Приводятся стандарты по минимальным характеристикам для аэронавигации
RTCA/DO-208 Change 1	12.07.91 21.09.93	MOPS for Airborne Supplement Navigation Equipment Using GPS, SC-159	Стандарт к минимальным рабочим характеристикам бортовой авиационной аппаратуры GPS при ее использовании в качестве дополнительного средства
RTCA/DO-217 Change 1 Change 2	12.92 13.8.94 15.11.96	MASPS for Special CAT-I	Стандарт на использование локальной дифференциальной СРНС для посадки в условиях специальной категории I
RTCA/DO-228	20.10.95	Minimum Operational Performance Standards for Global Navigation Satellite Systems (GNSS) Airborne Antenna Equipment, SC-159	Стандарт к характеристикам антенн GNSS
RTCA/DO-229	16.01.96	Minimum Operational Performance Standard for Global Positioning System/Wide Area Augmentation, System Airborne Equipment, SC-159	Стандарт к требуемым минимальным рабочим характеристикам бортовой авиационной аппаратуры GPS/WAAS
RTCA/DO-229 Change No. 1		RTCA Paper No.206-97/ TMC-284, July 15, 1997	Изменение 1 к RTCA/DO-229
RTCA/DO-229A	08.06.98	Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment, SC-159	Уточненный вариант RTCA/DO-229
RTCA/DO-235	27.01.97	Assessment of Radio Frequency Interference Relevant to the GNSS, SC-159	Стандарт по помехам GNSS

Таблица П2.2 (Окончание)

Организация/ документ	Дата выпуска	Наименование	Содержание
RTCA/DO-236	27.01.97	Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance for Area Navigation, SC-181	Стандарт на системы, работающие в условиях RNP
RTCA/DO-237	01.27.97	Aeronautical Spectrum Planning for 1997-2010, SC-185	Вопросы планирования систем связи, навигации и наблюдения на 1997-2010 гг.
RTCA/DO-245	28.09.98	Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS), SC-159	Стандарт на ЛДПС посадки по I, II, IIIA, IIIB категориям и по взаимодействию с GPS/WAAS
RTCA/DO-246	28.09.98	GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) - Signal-in-Space Interface Control Document (ICD) SC-159	Интерфейсный контрольный документ, определяющий взаимоотношения ЛДПС посадки и бортового оборудования. Определяет характеристики 4-х сигналов: GNSS для ВС, GNSS для наземной станции, ЛПД и дополнительного сигнала при измерении дальности
RTCA/DO-247	07.01.99	The Role of the Global Navigation Satellite System (GNSS) in Supporting Airport Surface Operations SC-159	Роль GNSS при обеспечении служб аэропорта
EUROCAE/ MOPS 6 v5	1998	Minimum Operational Performance Standard for EGNOS/WAAS Receiver, EUROCAE	Стандарт к требуемым минимальным рабочим характеристикам бортовой авиационной аппаратуры GPS/EGNOS/WAAS
EUROCAE, ED-97	01.2000	Interim Technical Statement for EGNOS/WAAS Airborne Equipment, ED-97, Paris, France.	Временный технический документ по облику авиационного приемника сигналов систем EGNOS/WAAS
ФАА/TSO C-129	12.1992	Airborne Supplement Navigation Equipment Using GPS	Распоряжение ФАА, относящееся к характеристикам бортовой авиационной аппаратуры GPS при ее использовании в качестве дополнительного средства
ФАА/ Order 8400.11	9.1994	Order 8400.11	Распоряжение, относящееся к использованию локальной дифференциальной СРНС для посадки в условиях специальной категории I

Обращает на себя внимание выпуск трех новых нормативных документов RTCA /DO-245 ("Стандарт на ЛДПС посадки по I, II, IIIA, IIIB категориям и по взаимодействию с GPS/WAAS"), RTCA /DO-246 ("Интерфейсный контрольный документ, определяющий взаимоотношения ЛДПС посадки и бортового оборудования". Определяет характеристики 4-х

сигналов: GNSS для ВС, GNSS для наземной станции, ЛПД и дополнительного сигнала при измерении дальности) и RTCA /DO-247 ("Роль GNSS при обеспечении служб аэропорта").

В качестве примера, иллюстрирующего уровень проработки вопросов, ниже приведено содержание "Стандарта к требуемым минимальным рабочим характеристикам бортовой авиационной аппаратуры GPS/ EGNOS/ WAAS" [3], аналогичного "Стандарту DO-229".

1	Общий	3.2.3	Динамическое слежение
1.1	Введение	3.2.4	Обработка сообщений
1.2	Обзор систем	3.2.5	Применение дифференциальных поправок
1.2.1	Основание	3.2.6	Выбор КА
1.2.2	Система и сигнал EGNOS	3.2.7	Выдача координат места
1.2.3	Системы WAAS, MSAS	3.3	Особенности обеспечения неточного захода
1.2.4	Система и сигнал GPS	3.3.1	Точность
1.2.5	Система и сигнал ГЛОНАСС	3.3.2	Целостность
1.3	Цели функционирования	3.3.3	Динамическое слежение
1.3.1	Общие	3.3.4	Обработка сообщений
1.3.2	Типовые применения	3.3.5	Применение дифференциальных поправок
1.4	Перечень различий текущего документа и DO-229	3.3.6	Выбор КА
1.5	Определения основных терминов	3.3.7	Выдача координат места
1.5.1	Основные термины	3.4	Особенности обеспечения точного захода
1.5.2	Пределы тревоги и защитные уровни	3.4.1	Точность
1.5.3	Обнаружение и исключение отказов	3.4.2	Динамическое слежение
2	Общие требования к конструкции	3.4.3	Динамическое слежение
2.1	Общие требования	3.4.4	Обработка сообщений
2.1.1	Общие требования к бортовому авиационному приемнику	3.4.5	Применение дифференциальных поправок
2.2	Классы оборудования	3.4.6	Выбор КА
3	Минимальные характеристики при стандартных условиях испытаний	3.4.7	Выдача координат места
3.1	Общие требования	3.4.8	Сигналы тревоги
3.1.1	Обработка сигнала GPS	3.5	Особенности класса гамма
3.1.2	Обработка сигнала EGNOS/WAAS	3.6	Особенности класса дельта
3.1.3	Чувствительность и динамический диапазон	4	Требования к минимальным характеристикам приемника GPS/ГЛОНАСС/WAAS/EGNOS при стандартных условиях испытаний
3.1.4	Время поиска	4.1	Общие требования
3.1.5	Время поиска КА	4.1.1	Различные классы
3.1.6	Время повторного поиска КА	4.1.2	Требования к обработке сигнала ГЛОНАСС
3.1.7	Обработка сообщения EGNOS/WAAS	4.1.3	Стандартный принимаемый сигнал и помеховая обстановка
3.1.8	Выбор КА	4.1.4	Чувствительность и динамический диапазон
3.1.9	Сигналы тревоги/выходы	4.1.5	Обработка сообщения ГЛОНАСС (Специфика)
3.1.10	Надежность		
3.1.11	Способность к слежению за сигналом КА		
3.2	Особенности обеспечения полетов по маршруту и в зоне аэропорта		
3.2.1	Точность		
3.2.2	Целостность		

4.1.6	Время поиска	6.8	Оборудование для испытаний датчика EGNOS/ГЛОНАСС/GPS класса бета вплоть до этапа неточного захода (приемник класса G)
4.1.7	Время поиска и время повторного поиска КА ГЛОНАСС	6.9	Оборудование для испытаний датчика EGNOS/ГЛОНАСС/GPS класса бета для этапа точного захода (приемник класса G)
4.1.8	Выбор КА	6.10	Оборудование для испытаний датчика EGNOS/WAAS/GPS класса гамма
4.1.9	Общие требования к "Обработка сообщения WAAS/EGNOS для класса C"	7	Характеристики размещения оборудования
4.1.10	Выдача времени	7.1	Размещение оборудования
4.1.11	Выдача координат места	7.2	Условия испытаний
4.2	Обеспечения полетов по маршруту и в зоне аэропорта	7.3	Процедуры испытаний
4.2.1	Точность	Приложения	
4.3	Неточный заход	A	Сигнал SBAS
4.3.1	Точность	B	Стандартный принимаемый сигнал и помеховая обстановка
4.4	Точный заход	C	Стандартная структура GPS/EGNOS/WAAS
4.4.1	Точность	C.1	Созвездие GPS
5	Требования к минимальным характеристикам в обстановке испытаний	C.2	Стандартное созвездие ГЛОНАСС
5.1	Требуемые характеристики и процедурные требования	C.3	Созвездие EGNOS
5.2	Требования к обстановке проведения испытаний	C.4	Созвездие WAAS
6	Процедуры испытаний	C.5	Селективная доступность S/A
6.1	Введение	C.6	Отказ КА GPS
6.2	Типы испытаний	C.7	Анализ доступности созвездия GPS
6.2.1	Оборудование для испытаний	D	Вычисление защитных уровней
6.2.2	Методы и процедуры испытаний	E	Характеристики целостности для неточного захода
6.3	Общие условия испытаний	F	Взаимодействие
6.4	Тестовое оборудование	G	Данные ГЛОНАСС
6.5	Стандартная конфигурация испытаний	H	Характеристики для точного захода
6.6	Стандартные сигналы для испытаний	I	Словарь и сокращения
6.6.1	Стандартные сигналы GPS для испытаний	J	Используемые документы
6.6.2	Стандартные сигналы EGNOS/WAAS для испытаний		
6.6.3	Стандартные сигналы ГЛОНАСС для испытаний		
6.6.4	Влияние нежелательных сигналов		
6.7	Оборудование для испытаний датчика EGNOS/WAAS класса бета		

Требования к системе с работающим приемником при этом определяются табл. П2.3.

В Российской Федерации проведена разработка 1-й очереди нормативно-технической документации, определяющей возможности и условия внедрения спутниковой аппаратуры в системы безопасности движения и функционирования транспорта. Федеральной авиационной службой России (сейчас – ФСБТ) издан приказ № 61 от 4.3.1998 г. "О внедрении в практику гражданской авиации России бортовых приемников спутниковой навигационной системы GPS", регулирующий процесс размещения и использования спутниковой аппаратуры, а также

другие документы (Указание ДВТ-61.32 от 28.3.95 г.). Разработаны "Технические требования на бортовое оборудование спутниковой навигации (ГНСС) как основное средство навигации на этапах маршрутного полета и неточного захода на посадку ВС (1-я редакция)", нормативный документ по методам определения соответствия бортового оборудования спутниковой навигации техническим требованиям, квалификационные требования КТ-3401, а также технические требования к бортовому оборудованию дифференциальной подсистемы ГЛОНАСС.

Таблица П2.3. Требования к системе, включая бортовую аппаратуру

Типовая задача	Точность по боку, 95%, м	Точность по вертикали, 95%, м	Целостность	Время предупреждения, с	Непрерывность	Доступность	Тип RNP
Полет по маршруту	3700	—	1-E-7/ч	300	1-E-4/ч до 1-E-8/ч	0,99... 0,99999	от 20 до 10
Полет по маршруту и в зоне аэропорта	740	—	1-E-7/ч	15	1-E-4/ч до 1-E-8/ч	0,999... 0,99999	от 5 до 1
Начальный и неточный заход, взлет	220	—	1-E-7/ч	10	1-E-4/ч до 1-E-8/ч	0,99 ... 0,99999	от 0,5 до 0,3
Инструментальный заход с управлением по вертикали	220	9,1	1-2*E-7/ заход	10	1-8*E-6 за любые 15 с	0,99 ... 0,99999	0,3/125
Посадка по категории I	16,0	4,0...7,7	1-2*E-7/ заход	6	1-8*E-6 за любые 15 с	0,99 ... 0,99999	0,03/50 0,02/40

Определено, что обмен данными приемника (БА) СРНС с подсистемами и навигационным комплексом осуществляется в соответствии с ГОСТ 18977-79, РТМ 1495-75, ГОСТ 26765.52-87 (MIL/STD-1553B), ARINC-743, 429, RS-232, RS-422.

29 НИИ МО РФ разработан и находится на утверждении проект ГОСТа "Системы координат. Методы перевычисления координат определяемых точек".

Российским общественным институтом навигации подготовлены предложения по разработке стандарта в области терминологии по СРНС ГЛОНАСС и GPS (ГНСС).

Отметим, что в целом при создании авиационной бортовой спутниковой аппаратуры для гражданской авиации сейчас необходимо учитывать следующие документы:

- АП-23, АП-25, АП-29 – авиационные требования;
- НЛГС П8.1 – нормы летной годности; требования к параметрам окружающей среды;
- КТ-178А – требования к программно-математическому обеспечению;
- "Технические требования на бортовое оборудование спутниковой навигации (ГНСС) как основное средство навигации...";
- интерфейсные контрольные документы ГЛОНАСС и GPS;
- ARINC-743A, ARINC-429, RTCA DO-208;

- АС-90-94 – требования к БА СРНС для условий "Правил полета по приборам";
- АС-20-138А – требования для сертификации приемника GPS для условий "Правил полета по приборам" и "Правил визуального полета";
- ГОСТ 18977-79 и др.

Несмотря на наличие большого количества нормативных документов практика требует продолжения работ в этом направлении. Поэтому НТЦ "Интернавигация" подготовлены предложения по процедурам сертификации и сертификационному центру [4]. Создание системы сертификации и единого центра сертификации позволит сократить затраты на разработку и проведение однотипных испытаний для всех видов аппаратуры различных производителей и жесткой привязки требований и результатов их реализации к международным и национальным стандартам.

Первоочередным результатом будет проведение сертификации компонентов спутниковой навигации в СНГ в соответствии со стандартами, методами и процедурами, совместимыми с применяемыми в европейской промышленности. Различные категории организаций, как в СНГ, так и в Европейском Сообществе смогут использовать результаты этого проекта.

Запаздывание с разработкой нормативных отечественных документов снижает эффективность использования отечественной системы. Не в полной мере согласована концепция сертификации потребительской аппаратуры. Недостаточно активно привлекаются специалисты ВВС к разработке нормативных документов для аппаратуры двойного назначения.

Не решены нормативные вопросы обеспечения электромагнитной совместимости (ЭМС) навигационной аппаратуры потребителей (НАП) системы ГЛОНАСС и ее дополнений с другими радиоэлектронными средствами. Практически не ведутся работы нормативно-правового характера в части баз навигационных данных. Отсутствуют нормативные документы, определяющие использование различных систем координат с учетом международных требований [5].

Рекомендовано [5]:

"Минобороны, РКА, Минтранс, ФАС (сейчас – ФСБТ) и Госстандарту РФ ускорить разработку и утверждение государственных стандартов в части ГЛОНАСС и ГНСС, особенно в области потребительской аппаратуры. Ускорить работы по утверждению стандарта "Системы координат. Методы перевычисления координат определяемых точек". Включить в план работы подготовку ГОСТа "ГНСС. Термины и определения" (Исполнитель РОИН).

НТЦ "Интернавигация" уточнить концепцию "Единой системы сертификации и сертификационного центра", обратив особое внимание на ее согласование с принятыми в авиации и морском флоте порядком, процедурами и практикой сертификации.

ФАС (сейчас – ФСБТ) России дополнительно стимулировать, а специалистам ГОС НИИ "Аэронавигация" интенсифицировать работы по созданию 2-й редакции "Технических требований на бортовое оборудование спутниковой навигации (ГНСС) как основного средства навигации" с включением необходимых работ по дифференциальному режиму для посадки по категориям. Обеспечить при этом взаимодействие специалистов гражданской и военной авиации при отработке нормативных документов применительно к технике двойного назначения, используемой в общем воздушном пространстве.

Полномочным организациям ФАС (сейчас – ФСБТ), Минтранса, МО РФ активизировать усилия по отработке общих и специальных требований к НАП системы ГЛОНАСС и ее дополнений, включая требования по ЭМС, а также требований к соответствующему испытательному оборудованию. Ведомственным сертификационным центрам отработать порядок

сертификации НАП ГЛОНАСС и ее дополнений на соответствие не только требованиям по функциональному назначению, но и по ЭМС.

Отечественным предприятиям – разработчикам НАП, в целях правовой защиты, заявить и впредь заявлять в ГКРЧ установленным порядком необходимую информацию, относящуюся к разработанной и разрабатываемой аппаратуре.

Поддержать предложение НПФ "Гейзер" об организации на ее базе испытательной лаборатории с задачами отработки вопросов проверки соответствия НАП различных потребителей требованиям по ЭМС.

Полномочным организациям ФCBT, Минтранса, МО РФ поставить работы с целью анализа и, при необходимости, корректировки действующих и разрабатываемых нормативных документов, регламентирующих уровни излучений различных РЭС в полосах частот системы ГЛОНАСС и ее дополнений, а также работы по проблеме повышения помехоустойчивости НАП в условиях непреднамеренных помех со стороны средств подвижной спутниковой связи и других средств.

Российскому космическому агентству обратиться в организации, участвующие в работе международных радиочастотных органов и других организаций (СЕРТ, ETSI, ICAO, IMO), по вопросам защиты полос частот системы ГЛОНАСС с учетом концепции дальнейшего развития самой системы и ее дополнений..."

В заключение отметим, что в ближайшее время, видимо, будут продолжены работы по стандартизации характеристик аппаратуры применительно к спутниковым системам посадки, интегрированным системам типа СРНС/ИЛС/МЛС, Лоран-С/Чайка/СРНС, Eurofix и др. [2].

Литература к приложению 2

1. RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite System) Service, version 2.2. RTCM Paper 11-98/SC104-STD, January 15, 1998.
2. Мурашов Н.Г., Базаров Ю.И. Вопросы стандартизации. Состояние стандартизации навигационной аппаратуры в СНГ//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1998, №2.
3. Minimum Operational Performance Standard for EGNOS/ WAAS Receiver, EUROCAE, 1998.
4. Денисов В.И., Силантьев Ю.Н., Мурашов Н.Г. Создание единой системы сертификации навигационной аппаратуры глобальной спутниковой системы GNSS и сертификационного центра//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1998, №2.
5. Решение симпозиума Российского общественного института навигации "Нормативные правовые и технические аспекты использования спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS"//Новости навигации, НТЦ "Интернавигация", 1998, №3.

Приложение 3

Термины и определения в области СРНС

Предложения разработаны в рамках работы Российского общественного института навигации. В ходе работы использованы предложения Международной ассоциации институтов навигации, "Технические требования на бортовое оборудование ГНСС как основное средство навигации (1-я редакция)", стандарты RTCA, EUROCAE и другие источники.

Параметры и характеристики

Абсолютная точность местоопределения (Absolute position accuracy). Точность местоопределения в геодезических системах координат Земли.

Вдоль трассы (Along-track). В направлении или параллельно намеченной трассе судна.

Всемирная геодезическая система (World Geodetic System 1984, WGS-84). Специфический международный набор параметров, который описывает размеры и форму Земли, местоположение сетки точек относительно центра и массы Земли, преобразования основных географических данных и потенциал Земли. (Параметрами в данном контексте могут быть координаты местонахождения, скорость, время, углы и т.д.).

Геометрический фактор изменения точности (Geometric dilution of precision, GDOP). Коэффициент, характеризующий изменение точности определения места и времени за счет геометрических соотношений. В ГНСС это отношение корня квадратного из следа ковариационной матрицы погрешностей определения места и времени (в единицах измерения дальности) к стандартному отклонению ошибок определения псевдодальности.

Геометрический фактор изменения точности местоопределения в пространстве (Positional dilution of precision, PDOP). Коэффициент, характеризующий изменение точности определения места в пространстве за счет геометрических соотношений; определяется отношением ССО к стандартному отклонению определения ПД.

Горизонтальный геометрический фактор (Horizontal dilution of precision, HDOP). Коэффициент изменения точности в плане за счет геометрических соотношений. В ГНСС это отношение СРО к стандартному отклонению ошибок определения псевдодальности.

Геометрический фактор при определении времени (Time dilution of precision, TDOP). Коэффициент, характеризующий изменение точности определения смещения часов приемника за счет геометрических соотношений. В ГНСС это отношение СКО определения времени (в единицах дальности) к стандартному отклонению ошибок определения псевдодальности.

Геометрический фактор при определении высоты (Vertical dilution of precision, VDOP). Коэффициент, характеризующий изменение точности определения высоты за счет геометрических соотношений. В ГНСС это отношение СКО определения высоты к стандартному отклонению ошибок определения псевдодальности.

Грубая ошибка или выброс (Gross error or outlier). Большая ошибка, уровень которой не может быть предсказан исходя из обычных нормальных условий работы.

Дифференциальные поправки (Differential corrections). Информация, обеспечивающая повышение достоверности и точности навигационных параметров при ее прибавлении к предварительно определенным псевдодальностям или псевдоскоростям.

Доверительный интервал (Confidence interval). Численный интервал, в пределах которого неизвестный параметр определяется с заданной вероятностью.

Доверительные пределы (Confidence limits). Крайние точки доверительного интервала.

Доверительный уровень (Confidence level). Вероятность того, что данное утверждение верно.

Доступность или готовность (Availability). Способность системы или средства выполнять заданную функцию. Она характеризуется долей времени, в течение которого средство или система средств выполняет заданную функцию при установленных условиях. (Доступность передачи сигнала, Доступность сигнала и Доступность системы).

Доступность передачи сигнала (Broadcast availability). Наличие радиосигнала в передающей антенне.

Доступность сигнала (Signal availability). Наличие радиосигнала в заданной рабочей зоне с заданными характеристиками.

Доступность системы (System availability). Доступность радиотехнической системы для пользователя, включая доступность сигнала и приемника пользователя.

Избыточность (Redundancy). Существование более чем одного средства для выполнения заданной функции.

Круговая вероятная ошибка (Circular error probable). Радиус круга в точке определения места, внутри которого истинное место судна находится с вероятностью 50%.

Линия местоположения (LOP или PL). Геометрическое место точек, где навигационный параметр имеет постоянное значение.

Навигационное сообщение (Navigation message). Сообщение об альманахе системы, эфемеридах КА и других параметрах, содержащееся в навигационном сигнале НКА.

Надежность (линии положения или наблюдения) (Reliability). Надежность определения линии положения или наблюдения ("внутренняя" надежность) характеризуется эффективностью, с которой можно обнаружить грубые ошибки. Мерой этой надежности является минимально обнаруживаемая ошибка.

Надежность определения места (Reliability of a position fix). Мера возникновения грубой необнаруженной ошибки в линии положения или в расчетах места.

Надежность (системы) (Reliability). Вероятность выполнения заданной функции без отказа при данных условиях в течение заданного периода времени.

Неисправность (Fault). Такое состояние элемента системы, которое может привести к отказу либо системы, либо ее части.

Неоднозначность (Ambiguity). Ситуация, имеющая место тогда, когда одна серия измерений, выдаваемых навигационной системой, определяет более одной точки, направления, линии или поверхности положения.

Непрерывность (Continuity). Способность системы функционировать без перерывов с заданными рабочими характеристиками в течение заданного периода (фазы операции или движения). Характеризуется соответствующей вероятностью.

Относительная точность (Relative accuracy). Точность, при которой пользователь может определить свое место относительно положения другого пользователя, определенного в то же время с помощью той же навигационной системы.

Ошибка вдоль трассы (Along-track error). Ошибка местоопределения в направлении намеченной трассы.

Ошибка навигационной системы (Navigation system error). Различие между истинным и определенным приемником GNSS навигационным параметром.

Ошибка оператора (Blunder). Ошибка оператора типа нажатия неправильной клавиши на клавиатуре, неправильного прочтения показаний прибора или ошибочного распознавания цели на экране РЛС.

Ошибка поперек трассы (Cross-track error). Ошибка местоопределения в направлении, перпендикулярном намеченной трассе.

Отказ (Failure). Прекращение способности системы или ее части выполнять требуемую функцию.

Ошибочная информация (Misleading Information). Любые данные, использование которых приводит к ошибкам, превышающим допустимые пределы или защитные уровни.

Поперек трассы (Cross-track). Направление, характеризующееся прямым углом к намеченной трассе судна (в горизонтальной плоскости).

Поправка (Correction). Численное значение поправки является наилучшей оценкой, которая может быть дана для разности между истинным и измеренным значением параметра. Знак таков, что поправка, которая должна прибавляться к наблюдаемому значению, имеет положительную величину.

Предел тревоги (Alert limit). Уровень характеристики (параметра), при превышении которого подается сигнал тревоги.

Псевдодальность (ПД) (Pseudorange). Расстояние между потребителем и спутником плюс неизвестное смещение за счет погрешности шкалы времени потребителя.

Псевдоскорость (ПС) (Pseudospeed). Скорость взаимного перемещения объекта и НКА плюс смещение за счет погрешности частоты генератора приемника ("бортовых часов").

Рабочая зона (Coverage). Часть поверхности или пространства, обеспечиваемая радионавигационной системой, в которой сигналы могут быть использованы пользователем для определения навигационных параметров с заданным уровнем рабочих характеристик.

Сигнал тревоги (Alert). Индикация ухудшения характеристик, на которое требуется обратить внимание.

Систематическая ошибка (Systematic error). Ошибка, не являющаяся случайной в том смысле, что она на каком-то интервале времени подчиняется известным закономерностям.

Случайная ошибка (Random error). Ошибка, которая может прогнозироваться только на статистической основе.

Среднеквадратическая ошибка (Root mean square, RMS). Среднеквадратическая ошибка (СКО) это стандартное отклонение изменчивости определения (измерения) параметра, тако-го, как отдельная линия местоположения, одна координата и т.д.

Среднеквадратическое радиальное или сферическое отклонение (ошибка) (Distance root mean square, drms). Это квадратный корень из среднего квадрата расстояния между точками истинного и оцененного места. Для плановых координат – СРО (2drms); для пространственных координат – ССО (3drms).

Средняя наработка на отказ (Mean time between failures, MTBF). Среднее время между последовательными отказами системы или части системы.

Точность управления судном (Operational technical accuracy). Степень отклонения судна от заданной траектории при автоматическом управлении.

Точность (Accuracy). Степень соответствия между оцененным или измеренным в данный момент времени навигационным параметром судна и его истинным значением на этот же момент времени. (Параметрами в данном контексте могут быть координаты места, скорость, время, углы ориентации и т.д.).

Точность повторяемости (Repeatable accuracy). Точность, с которой потребитель, используя навигационную систему, может вернуться к месту, координаты которого измерялись им ранее с помощью той же навигационной системы.

Требуемые навигационные характеристики (Required navigation performance, RNP). Утвержденные ИКАО необходимые при заданных условиях рабочие навигационные характеристики.

Условная точность (Conditional accuracy). Точность, имеющая место при определенных условиях работы навигационной системы.

Целостность (Integrity). Способность системы обеспечивать пользователей своевременными предупреждениями в случаях, когда систему нельзя использовать для навигации.

Целостность базы аэронавигационных данных (Data Base Integrity). Способность обеспечивать потребителя предупреждениями в случаях, когда систему нельзя использовать. Кроме того, целостность аэронавигационных данных это определенная гарантия того, что аэронавигационные данные и их значения не потеряны и не изменены с момента их подготовки и санкционированного внесения поправок.

Частота определений места (Fix rate). Частота определений места есть число определений места в единицу времени.

Частота отказов (Failure rate). Среднее количество отказов системы или части системы в единицу времени. (См. также среднее время между отказами).

Техника и режимы ее работы

Авиационная бортовая дополняющая система (Aircraft-based augmentation system). Бортовая система ВС, обеспечивающая улучшение технических характеристик GNSS.

Всенаправленный радиомаяк (Non-directional radio beacon, NDB). Радиомаяк со стационарной ненаправленной антенной, по сигналам которого можно получить пеленг, используя направленную антенну на судне (приводная радиостанция).

Геостационарный космический аппарат (GEO). Космический аппарат, находящийся на геостационарной орбите. Геостационарная орбита находится в экваториальной плоскости. Период обращения 24 ч.

Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Космическая система определения координат, составляющих скорости и времени, находящаяся в ведении Российской Федерации.

Глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС) (Global navigation satellite system, GNSS). Система определения навигационных параметров объекта, осуществляемого на основе приема радиосигналов навигационных спутников. То же Спутниковая радионавигационная система (СРНС) и космическая навигационная система (КНС). Кроме того, GNSS – это космическая система определения координат, составляющих скорости и времени, разрабатываемая на международной основе для гражданских целей с целью замены GPS и ГЛОНАСС, которые разрабатывались в основном как военные системы. Ожидается, что она будет совместима с системами GPS и ГЛОНАСС и, по крайней мере на начальном этапе, будет использовать их сигналы.

Глобальная система местоопределения (GPS). Космическая система определения координат, составляющих скорости и времени, находящаяся в ведении Правительства США.

Дифференциальная подсистема космического базирования (ДПСКБ) (Space base augmentation system, SBAS). ДПС, корректирующая информация которой передается через космический аппарат.

Дифференциальная подсистема наземного базирования (ДПСНБ) (Ground base augmentation system, GBAS). ДПС, корректирующая информация которой передается через наземную станцию.

Дифференциальный режим (Differential mode) СРНС. Режим работы СРНС, обеспечиваемый ДПС.

Дифференциальная система (подсистема) СРНС (ДПС) (Differential system augmentation). Система, обеспечивающая повышение надежности и точности СРНС за счет передачи сигналов контроля целостности и дифференциальных поправок.

ЕГНОС (EGNOS). Европейская ШДПС (ДПСКБ). См. ШДПС.

Единственное (солирующее) средство навигации (Sole mean). Единственное, используемое на данном этапе полета ВС навигационное средство, удовлетворяющее ТНХ и обеспечивающее требуемый набор навигационных параметров.

Интегрированная навигационная система (Integration navigation system). Система, в которой информация от двух или более навигационных средств объединяется и обрабатывается с целью повышения точности и надежности навигационных определений.

Космический аппарат (КА) (Space vehicle, SV). Искусственный спутник Земли (ИСЗ).

Локальная ДПС (ЛДПС) (Local Area Augmentation System, LAAS). ДПС, рабочая зона которой охватывает локальный район размером до нескольких сотен км.

МСАС (Multifunctional satellite augmentation system, MSAS). Японская ШДПС.

Навигационный космический аппарат (Navigation space vehicle). Спутник, входящий в ГНСС (СРНС); его передатчик излучает навигационные сигналы.

Наземная станция передачи данных (НСПД) (Ground earth station, GES). Наземная станция для связи с геостационарным КА (земная станция).

Наземный сегмент ГНСС (GNSS ground segment). Наземное оборудование ГНСС, обеспечивающее ее функционирование.

Основное средство навигации (Primary mean). Авиационное средство навигации, удовлетворяющее требованиям по точности, доступности, целостности и непрерывности для какого-либо района, маршрута, процедуры или операции. Например, система VOR – для континентальных маршрутов, терминальных зон и неточного захода на посадку, VOR/DME – для местных линий, при полетах в терминальных зонах и при неточном заходе на посадку, инерциальная навигационная система – при полетах над океаном.

Приемник ГНСС (GNSS receiver). Радиоаппаратура пользователя ГНСС (навигационная аппаратура потребителя, бортовая аппаратура, приемоиндикатор, приемоизмеритель и т.д.).

Региональная ДПС (РДПС). ДПС, рабочая зона которой охватывает регион размером до тысячи-двух тысяч км.

Режим местоопределения повышенной точности GPS (Precision positioning service (PPS) GPS). Определение места с использованием закрытых Р или Р(Y)-кодов GPS.

Режим стандартного местоопределения GPS (Standard positioning service (SPS) GPS). Определение пространственных координат посредством простейшего приемника GPS, использующего открытый С/А-код.

Селективный доступ (Selective availability). Режим работы системы GPS, при котором преднамеренно снижается точность использования C/A кода.

Средство навигации (Navigation aid). Бортовое устройство, предназначенное для определения местонахождения судна, скорости движения или предупреждения об опасностях для навигации.

Судно (Craft). Любой воздушный (BC), морской (MC) или речной (PC) подвижный объект.

Широкозонная дифференциальная подсистема (ШДПС) (Wide area augmentation system, WAAS). ДПС с рабочей зоной радиусом порядка нескольких тысяч км. Одновременно, WAAS – ШДПС Северо-Американского континента.

Широкозонная контрольная станция (ШКС) (Wide area reference station, WRS). Наземная станция, размещенная в рабочей зоне ШДПС и предназначенная для сбора данных от КА СРНС и ГКА.

Широкозонная главная станция (ШГС) (Wide area master station, WMS). Наземная станция в рабочей зоне ШДПС, предназначенная для обработки данных ШКС в интересах контроля целостности и выработки корректирующей информации. Результаты обработки должны передаваться на НСПД для последующей их закладки в сигнал ГКА.

Обработка сигналов и информации

Автономный контроль целостности в приемнике (Receiver autonomous integrity monitoring, RAIM). Метод или алгоритм, посредством которого вся информация, получаемая приемником, автоматически обрабатывается для осуществления контроля целостности навигационных сигналов. (См. также "Автономный контроль целостности судна").

Автономный контроль целостности судна (Craft autonomous integrity monitoring, CAIM). Метод или алгоритм, с помощью которого вся информация от навигационных датчиков, имеющихся на судне, автоматически обрабатывается для обеспечения контроля целостности навигационной системы. (См. также "Автономный контроль целостности в приемнике").

Вертикальный защитный уровень (Vertical protection level, VPL). Половина высоты цилиндра, который при отсутствии отказов должен включать с заданной вероятностью вычисленное место объекта с центром в истинном месте этого объекта. Основание цилиндра – круг с радиусом, равным HPL. Использование VPL при обнаружении (и исключении) отказов позволяет удовлетворить требованиям к вероятностям необнаружения и ложной тревоги. VPL является функцией только геометрических соотношений и ожидаемых статистических характеристик и не зависит от действительных измерений.

Вертикальный предел тревоги (Vertical alert limit, VAL). Половина высоты цилиндра, который при отсутствии отказов должен включать расчетное место объекта с центром в истинном месте этого объекта; основание цилиндра – круг с радиусом, равным HAL.

Время до подачи сигнала тревоги (Time-to-alert). Максимально допустимый промежуток времени от момента возникновения позиционного отказа до оповещения о нем.

Горизонтальный защитный уровень (Horizontal protection level, HPL). Радиус круга в горизонтальной плоскости, который включает с заданной вероятностью расчетное место определяемого объекта. Использование HPL при обнаружении (и исключении) отказов позволяет удовлетворить требованиям к значениям вероятностей необнаружения и ложной тревоги. HPL является функцией только геометрических соотношений и ожидаемых статистических характеристик и не зависит от действительных измерений.

Горизонтальный предел тревоги (Horizontal alert limit, HAL). Радиус круга в горизонтальной плоскости, который включает расчетное место определяемого объекта. При от-

сутствии отказов расстояние между истинным местом объекта и его расчетным значением не должно превосходить HAL.

Доступность исключения отказа (Availability of exclusion). Реализуется в том случае, когда созвездие спутников позволяет удовлетворить требованиям к величинам вероятностей ложных исключений или к вероятности нарушения функции контроля целостности.

Задержанное исключение отказа (Failed exclusion). Имеет место тогда, когда обнаружено существование отказа при определении места, но исключение отказа не проведено в течение заданного времени, что может вызвать навигационные нарушения.

Калмановская фильтрация (Kalman filtering). Математический метод, посредством которого информация от одного или нескольких источников обрабатывается для получения оптимальных с точки зрения предварительно заданных критериев оценок навигационных параметров.

Код Голда (Gold Code). Класс кодов общедоступных сигналов GPS, корреляционные свойства которых позволяют реализовать кодовый принцип разделения сигналов различных спутников.

Ложное обнаружение (False detection). Обнаружение, которое имеет место в случае отсутствия отказа.

Ложная тревога (False alert). Индикация (сигнализация) факта отказа при его отсутствии.

Обнаружение и исключение отказа (Fault detection and exclusion, FDE). Алгоритм обработки данных в вычислителе приемника, позволяющий реализовать функции контроля целостности в приемнике посредством выявления и исключения отказа.

Определение места (Fix). Нахождение координат места судна путем обработки информации от нескольких навигационных наблюдений.

Отказ при местоопределении (Position failure). Имеет место тогда, когда навигационная ошибка системы превышает соответствующие пределы тревоги.

Ошибочное исключение отказа (Wrong exclusion). Имеет место при исключении правильно работающего средства.

Ошибка обнаружения или пропуск отказа (Missed detection). Определяется, когда отказ после момента его появления не обнаружен.

Счисление пути (Dead reckoning, DR). Метод счисления координат, основанный на знании скорости и направления движения.

Экстраполяция автономного контроля целостности (Autonomous integrity monitored extrapolation, AIMÉ). Разновидность CAIM, предполагающая дополнительное использование инерциальной системы и измерителя высоты для обеспечения использования приемника ГНСС в качестве основного (и даже единственного) средства навигации при захода на посадку по I-й категории в условиях ДПСКБ (WAAS).

Эфемеридные данные (Ephemeris data). Совокупность данных навигационного сообщения КА, позволяющая в любой момент времени определить параметры движения спутника.

Приложение 4

Календарь международных мероприятий в области навигации и смежных дисциплин на 2000-2001 гг.

*Календарь подготовлен на базе материалов IAIN News, журнала GPS World
<http://www.gpsworld.com>, и других источников*

APRIL 3-6, 2000

Fourth Geomatics Week and Exposition

Barcelona, Spain. Organized by the Institute of Geomatics and the Catalonia Cartography institute, this conference and exhibit will address present and future GPS, GLONASS, and Galileo technologies and applications. Session, to be conducted in Spanish, will focus on such topics as communications, navigation, differential services, intelligent transportation systems, sensor integration, and standardization. Contact: Magda Marti, Institute of Geomatics, Parc de Montjuic, Barcelona E-08038, Spain, +34 93 425 29 00, fax +34 93 426 74 42, e-mail info4sg@icc.es.

APRIL 11-13, 2000

Telematics Automotive 2000

Birmingham, United Kingdom. Organized by Emphatic Ventures and the Royal Institute of Navigation, this event will feature a conference as well as an exhibit and is designed to address the rapid advance of telematics, electronics, and information technology. Planned topics and sessions will cover satellite communications, telematics, electronics and control systems, vehicle and occupant security, communications hardware, intelligent transportation systems, and positioning, tracking, and locating. Contact: Mary Baker, Emphatic Ventures, 43 Sherifoot Lane, Sutton Coldfield, Birmingham B75 5DU, England, +44 121 323 3667, fax +44 192 272 5232, e-mail enquiries@emphatic.co.uk, Internet <http://www.emphatic.co.uk/>

APRIL 24-29, 2000

EGS 25th General Assembly

Nice, France. This 25th annual gathering of the European Geophysical Society (EGS) will include a symposium entitled "Evolving Geodesy: From Static to Kinematics" and will address various Global Navigation Satellite System (GNSS) topics. One session will address GPS/GLONASS, with another examining geodesy's fundamental contribution to atmospheric studies. Discussions will include GPS's role in atmospheric research, numerical weather prediction, climatology, and atmospheric physics, as well as the use of GPS/GLONASS for real-time kinematic geodetic surveys. Contact: EGS Office, Max Planck Str. 13, 37191 Katlenberg-Lindau, Germany, '49 5556 1440, fax '49 5556 4709, e-mail egs@copernicus.org, Internet <http://www.copernicus.org/EGS/egsga/%20nice00/nice00.htm>.

MAY 1-3, 2000**Sixth International Conference on Remote Sensing for Marine and Coastal Environments**

Charleston, South Carolina. This conference is designed as a forum for the exchange of ideas and information among scientific, governmental, and commercial communities interested in the marine environment. A preconference workshop will address the uses of GPS and geographic information systems technologies for natural resource management. Contact: Nancy Wallman, EI/Marine Conferences, PO Box 134008, Ann Arbor, Michigan 48113-4008, USA, (734) 994-1200, fax (734) 994-5123, e-mail wallman@erim-int.com, Internet www.erim-int.com/CONF/marine/MARINE.html.

MAY 1-4, 2000**ITS 2000**

Boston, Massachusetts. Sessions at the Intelligent Transportation Society of America's tenth annual meeting will address intelligent transportation system (ITS) integration, ITS research and development, ITS services deployment, and customer benefits. The event's theme is "Revolutionary Thinking, Real Results," highlighting ITS's technological advances and effects on transportation during the past ten years. An exhibition is also planned. Contact: 2000 Meeting Coordinator, ITS America, 400 Virginia Avenue., SW, Suite 800, Washington, DC 20024-2730, USA, (202) 484-4847, fax (202) 484-3483, Internet <http://www.itsa.org/>.

MAY 1-4, 2000**Intermountain GIS Users Conference**

Kalispell, Montana. Under the theme "The Geospatial New West," this event will examine how geographic information systems (GIS) technology is being used in the western United States. Conference topics include GIS in remote communities, land-use mapping, GPS and surveying, remote sensing, and precision agriculture. GIS users from federal, state, and local governments as well as private organizations are expected to attend. Contact: Gretchen Burton, Geographic Information and Analysis Center, Montana State University, AJM Johnson Hall, Bozeman, MT 59717, USA, (406) 994-6921, fax (406) 994-5122, e-mail burton@guava.giac.montana.edu, Internet www.gis.umt.edu/gisconf/.

MAY 1-5, 2000**37th Space Congress**

Cape Canaveral, Florida. Sponsored by the Canaveral Council of Technical Societies, this event will bring together the world's aerospace community to discuss the status and future of space activities under the theme "Space Means Business in the 21st Century." Topics include the status of international and domestic space programs, missions, and experiments; new technologies and research; commercial and government future opportunities; and educational partnerships. Contact: Space Congress, PO Box 321333, Cocoa Beach, FL 32932, USA, e-mail mailto:SpaceCongress@SpaceCongress.%20org, Internet <http://www.spacecongress.org>.

MAY 2-4, 2000**GNSS 2000**

Edinburgh, Scotland. Contact: The Royal Institute of Navigation, 1 Kensington Gore, London SW7 2AT, UK, +44 171 591 3130, fax +44 171 591 3131, e-mail rindir@atlas.co.uk.

MAY 15-19, 2000**Canadian Hydrographic Conference 2000**

Montreal, Quebec, Canada. With a theme of "Hydrography: People forging Alliances," this event will feature speaker sessions, workshops, and an exhibition addressing such topics as emerging applications, equipment technologies (including GPS), system integration, services and marketing, and standards and training. Contact: Canadian Hydrographic Conference 2000, Institut Maurice-

Lamontagne, 850 route de la Mer, CP 1000, Monti-Joli, Quebec G5H 3Z4, Canada, (418) 775-0502, fax (418) 775-0654, e-mail chc2000@dfo-mpo.gs.ca, Internet <http://chc2000.qs.dfo-mpo.gs.ca/>.

MAY 22-26, 2000

2000 ASPRS Annual Conference and Exhibition

Washington, DC. This annual conference of the American Society of Photogrammetry and Remote Sensing (ASPRS) brings together professionals involved in photogrammetry, remote sensing, geographic information systems, GPS, land management systems, and geodesy. Contact: ASPRS, 5410 Grosvenor Lane, Suite 210, Bethesda, MD 20814-2160, (301) 493-0290, fax (301) 493-0208, e-mail meetings@asprs.org, Internet www.asprs.org. Don't forget to stop by the GPS World exhibit at this event!

МАЙ 29-31, 2000

7-я Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным системам.

Санкт-Петербург. Контакт: Государственный научный центр "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 197046, Россия, Санкт-Петербург, Малая Посадская, 30, тел.(812) 238-78-38, (812) 238-82-10, fax +7 (812) 232-33-76, e-mail elprib@erbi.spb.su.

MAY 30-JUNE 3, 2000

AGU 2000 Spring Meeting

Boston, Massachusetts. This meeting of the American Geophysical Union (AGU) is designed to provide an opportunity for researchers, teachers, students, and consultants to review current issues affecting the Earth, other planets, and their environment in space. Contact: AGU Meetings Department, 2000 Spring Meeting, 2000 Florida Avenue NW Washington, DC 20009, USA, (202) 462-6900 or (800) 966-2481, fax (202) 328-0566, e-mail meetinginfo@kosmos.agu.org, Internet www.agu.org.

JUNE 13-15, 2000

Ninth International Federation of Automatic Control (IFAC) Symposium

Braunschweig, Germany. Entitled "Control on Transportation Systems 2000," this event will cover such transportation-related topics as planning/scheduling, operating systems, modeling/simulation, communication/telematics, navigation/location, and economics. Primary consideration will be given to theoretical and methodological research, future trends, and practical operation. Contact: The Association of Engineers, Society for Measurement and Automatic Control, IFAC Transportation Systems 2000, PO Box 10 11 39, Dusseldorf D-40002, Germany, +49 211 6214 228, fax +49 211 6214 161, e-mail ringelmann@vdi.de, Internet www.ifra.ing.tu-bs.de/ifac.

JUNE 25-29, 2000

2000 International ESRI User Conference

San Diego, California. Sponsored by the Environmental Systems Research Institute (ESRI), this conference is designed for users, resellers, and developers of ESRI software and will feature papers, panel discussions, and exhibits. Contact: ESRI, 380 New York Street, Redlands, CA 92373-8100, USA, (909) 793-2853 ext. 1-1363, fax (909) 793-5953, Internet www.esri.com/events/uc.

JUNE 26-28, 2000

10-th World Congress of the International Association of Institutes of Navigation /ION

San Diego, California, USA. Contact: ION, 1800 Diagonal Road, Suite 480, Alexandria, VA 22314, USA, (703) 683-7101, fax (703) 683-7177, e-mail jmurphy@ion.org, <http://www.ion.org>.

JULY 16-23, 2000

XIXth Congress of the International Society for Photogrammetry and Remote Sensing (ISPRS)

Amsterdam, The Netherlands. Entitled "Geoinformation for All," this conference and exhibition aims to develop international cooperation regarding the advancement of photogrammetry, remote

sensing, spatial information systems (geographic, land, and information systems), related vision sciences, and their applications. Contact: ISPRS Organizing Committee, Attention Ms. Saskia Tempelman, c/o ITC, PO Box 6, 7500 AA Enschede, The Netherlands, +31 53 487 4358, fax +31 53 487 4335, e-mail isprs@itc.nl, Internet www.itc.nl/~isprs.

JULY 24-28, 2000**IGARSS 2000**

Honolulu, Hawaii. Sponsored by the Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), the International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS 2000) will examine and discuss various satellite remote-sensing techniques and issues. Contact: IEEE Geoscience and Remote Sensing Society, 17906 St. Emilion Court, Spring, TX 77379, USA, (281) 251-6067, fax (281) 251-6068, e-mail tstein@phoenix.net, Internet <http://www.igarss.org/>.

AUGUST 8-10, 2000**SEG 70th Annual Meeting and Exposition**

Calgary, Alberta, Canada. The 2000 technical program for this Society of Exploration Geophysicists (SEG) event will emphasize innovative technologies for applied and integrated geophysical work in all areas of exploration, exploitation, and development. Contact: SEG, PO Box 702740, Tulsa, OK 74170-2740, USA, (918) 497-5500, fax (918) 497-5557, e-mail meetings@seg.org, Internet seg.org/seg2000.

AUGUST 19-23, 2000**URISA 2000**

Orlando, Florida. This conference and exhibit of the Urban and Regional Information Systems Association (URISA) will feature discussion and debate about issues related to designing, managing, and using information technology (IT) in community planning, public health, local and state government, and economic development. The exhibit will also showcase GPS and geographic information systems data-collection equipment. Contact: URISA, 1460 Renaissance Drive, Suite 305, Park Ridge, IL 60068, USA, (847) 824-6300, fax (847) 824-6363, e-mail info@urisa.org, Internet <http://www.urisa.org/>.

SEPTEMBER 1-3, 2000**Intergeo 2000: Geodesy for the New Millennium**

Berlin, Germany. Contact: Hinte Messe- und Ausstellings-GmbH, Beiertheimer Allee 6, Karlsruhe D-76137, Germany, 149 721 93133 0, fax 149 721 93133 11, e-mail info@hinte-messe.de, Internet <http://www.intergeo.de/>.

SEPTEMBER 19-22, 2000**ION GPS-2000**

Salt Lake City, Utah. Contact: Lisa Beaty, e-mail lbeaty@ion.org, or at the following address. All other information, contact: Jennifer Murphy-Smith, ION, 1800 Diagonal Road, Suite 480, Alexandria, VA 22314, USA, (703) 683-7101, fax (703) 683-7177, e-mail jmurphy@ion.org, Internet www.ion.org.

ОКТЯБРЬ 5-6, 2000**Заседание Совета ФЕРНС**

Москва. Контакт: Россия, 109028, Москва, Б. Трехсвятительский пер. 2, (095) 926-25-01, факс (095) 917-01-27, НТЦ "Интернавигация"; e-mail: vkntc@cityline.ru. Internet: www.vkntc.cityline.ru.

ОКТЯБРЬ 9-11, 2000**3-я Международная конференция "Планирование глобальной радионавигации"**

Москва. Контакт: Россия, 109028, Москва, Б. Трехсвятительский пер. 2, (095) 926-25-01, факс (095) 917-01-27, НТЦ "Интернавигация"; e-mail: vkntc@cityline.ru. Internet: www.vkntc.cityline.ru.

NOVEMBER 7-10, 2000**Seventh World Congress on Intelligent Transportation Systems**

Torino, Italy. Contact: Sandrine Keller, ITS Congress Association, e-mail s.keller@mail.ertico.com, Internet www.ertico.com.

DECEMBER 15-19, 2000**AGU 2000 Fall Meeting**

San Francisco, California. Sponsored by the American Geophysical Union (AGU), this five-day event will concentrate on earth and space sciences and include technical and educational sessions as well as an exhibition. Contact: AGU Meetings Department, 2000 Fall Meeting, 2000 Florida Avenue NW, Washington, DC 20009, USA, (202) 462-6900 or (800) 966-2481, fax (202) 328-0566, e-mail meetinginfo@kosmos.agu.org, Internet www.agu.org.

MARCH 4-7, 2001**GITA Conference XXIV**

San Diego, California. This Geospatial Information and Technology Association (GITA) annual conference is designed for professionals involved with automated mapping, facilities management, geographic information systems, and related geospatial technologies. Topics to be addressed include the user's perspective, data distribution and access, system architecture, operations support, field and mobile technology (for example, GPS), and such application areas as engineering, design, and business. Contact: GITA, 14556 East Evans Avenue, Aurora, CO 80014, USA, (303) 337-0513, fax (303) 337-1001, e-mail mailto:education@gita.org, Internet <http://www.gita.org/>.

APRIL 23-27, 2001**2001 ASPRS Annual Conference and Exhibition**

St. Louis, Missouri. This annual conference of the American Society of Photogrammetry and Remote Sensing (ASPRS) brings together professionals involved in photogrammetry, remote sensing, geographic information systems, GPS, land management systems, and geodesy. The event will include committee meetings, full-day workshops, and educational sessions and exhibits. Contact: ASPRS, 5410 Grosvenor Lane, Suite 210, Bethesda, MD 20814-2160, (301) 493-0290, fax (301) 493-0208, e-mail mailto:meetings@asprs.org, Internet <http://www.asprs.org/>.

JUNE 18-21, 2001**ITS Bilbao 2001**

Bilbao, Spain. This event represents the second European Intelligent Transportation Systems (ITS) Congress and will focus on the implementation of ITS in the context of more effective and sustainable transport systems. Contact: The Access Bilbao 2010 Program, Bilbao Metropoli-30, Gran Via 45, Bilbao 48011, Spain, +34 944 15 8685, fax +34 944 15 3424, e-mail mailto:technicalsecretariat@bilbao2001.net, Internet <http://www.bilbao2001.net/>.

SEPTEMBER 11-14, 2001**ION GPS-2001**

Salt Lake City, Utah. This 14th International Technical Meeting of the Institute of Navigation (ION) Satellite Division will include poster sessions, paper presentations, working groups, an exhibit, and tutorials. Sessions will address topics such as receiver systems and technology, GPS/GLONASS, Global Navigation Satellite Systems, pseudolites, atmospheric effects, surveying and geodesy, and space, airborne, military, and navigation applications of GPS. For exhibitor information, contact: Lisa Beaty, e-mail LBEATY@ION.ORG, or at the following address. All other information, contact: ION National Office, 1800 Diagonal Road, Suite 480, Alexandria, VA 22314, USA, (703) 683-7101, fax (703) 683-7105, e-mail mailto:meetings@ion.org, Internet <http://www.ion.org/>.

Приложение 5

Основные издания в области СРНС

Книги

- Волосов П.С. и др. Судовые комплексы спутниковой навигации. Ленинград, Судостроение, 1976.
- Чуров Е.П. Спутниковые системы радионавигации. – М.: Сов. радио, 1977.
- Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы, 2-е изд. – М.: Радио и связь, 1993.
- Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. – М: ИПРЖР, 1998.
- Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, КНИЦ ВКС, 3-я редакция, Москва, 1995.
- Радиосвязь и навигация. Среднеорбитальные спутниковые радионавигационные системы. ИПРЖР, 1999, вып. 2.
- Кудрявцев И.В., и др. Бортовые устройства спутниковой радионавигации. – М.: Транспорт, 1988.
- Global Positioning System Standard Positioning Service Specification, 2nd Edition, June 2, 1995. Available on line from United States Coast Guard Navigation Center.
- NAVSTAR GPS User Equipment Introduction. 1996. Available on line from United States Coast Guard Navigation Center *GPS Joint Program Office. 1997.
- ICD-GPS-200: GPS Interface Control Document. ARINC Research. Available on line from United States Coast Guard Navigation Center.
- Hoffmann-Wellenhof, B. H. Lichtenegger, and J. Collins. GPS: Theory and Practice. 3rd ed. New York: Springer-Verlag, 1994.
- Institute of Navigation. 1980, 1884, 1986, 1993. Global Positioning System monographs. Washington, DC: The Institute of Navigation.
- Kaplan, Elliott D. ed. 1996. Understanding GPS: Principles and Applications. Boston: Artech House Publishers.
- Leick, Alfred. GPS Satellite Surveying. 2nd. ed. New York: John Wiley & Sons, 1995.
- Parkinson, Bradford W. and James J. Spilker. eds. 1996. Global Positioning System: Theory and Practice. Volumes I and II. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Wells, David, ed. 1989. Guide to GPS positioning. Fredericton, NB, Canada: Canadian GPS Associates.
- National Imagery and Mapping Agency. 1997. Department of Defense World Geodetic System 1984: Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems. NIMA TR8350.2

Third Edition. 4 July 1997. Bethesda, MD: National Imagery and Mapping Agency. Available on line from National Imagery and Mapping Agency.

- System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, AGARD Lecture Series 207, 1996.

Основные периодические издания

- Радиотехника. ИПРЖР. Москва.
- Радиосистемы. Радионавигационные системы и комплексы. Журнал в журнале "Радиотехника".
- Радиосистемы. Информационные координатно-временные технологии. Журнал в журнале "Радиотехника".
- Зарубежная радиоэлектроника. ИПРЖР. Москва.
- Известия РАН. Теория и системы управления.
- Гироскопия и навигация. Судостроение. Санкт-Петербург.
- Навигация и гидрография. ГОСНИНГИ. Санкт-Петербург.
- Новости космонавтики. АОЗТ "Компания ВИДЕОКОСМОС", R.&K.
- Новости навигации. НТЦ "Интернавигация", РОИН. Москва.
- Новости аэронавигации. SIA "Air Navigation Service", Latvia, Riga.
- Мир связи. Connect. Москва.
- РЖ "Радиотехника". ВИНТИ. Москва.
- РЖ "Воздушный транспорт". ВИНТИ. Москва.
- Проблемы безопасности полетов. ЭИ. ВИНТИ. Москва.
- Доклады Всемирных Конгрессов и Конференций по дифференциальным спутниковым навигационным системам Международной ассоциации институтов навигации.
- Сборник трудов международной конференции "Планирование глобальной радионавигации".
- I.A.I.N. News. International Association of Institute of Navigation.
- Navigation (USA). ION.
- ION GPS Proceedings. ION USA.
- ION Newsletter. ION USA.
- Труды ежегодных конференций ION (январь, июнь-июль).
- Navigation (UK). RIN.
- Navigation (France). Institute Francais de Navigation.
- Revista Del Instituto Argentino De Navegacion.
- Annual of Navigation. Polish Academy of Sciences. Polish Navigation Forum.
- GPS World. Advanstar Communications. Cleveland, USA.
- GPS Solutions.
- IEEE Transactions on AES. IEEE.
- IEEE AES Magazine. IEEE.
- Microwaves.
- Phillips Global Positioning & Navigation News.

Приложение 6

Адреса заинтересованных и работающих в области СРНС организаций

П6.1. Организации, предприятия и фирмы СНГ, работающие в области спутниковой радионавигации и использующие спутниковые технологии

Авиакомпания "Белавиа", 220004, Беларусь, Минск, ул. Немига, 14, (017) 210-41-00, 229-23-83 тел/факс

Авиакомпания "Внуковские авиалинии", 103027, Москва, ул. Рейсовая, 12, 436-79-95, 436-97-87, 436-26-26 факс

Авиакомпания "Волга-Днепр", 432062, Ульяновск, аэропорт, ул. Карбышева, 14, (8422) 201-497, 219-347, 296-284 факс, 202-765 факс

Авиакомпания "Самара", 443025, Самара, "Международный аэропорт Самара", (8462) 227-539, 227-530, 227-671, 227-408 факс

Авиакомпания "Трансаэро", 125212, Москва, Головинское шоссе, 1а, 459-09-26
"Авиатехсервис", 125836, Москва, Ленинградский пр-т, 37, кор. 3, этаж 7, 151-15-56, 155-53-00, 155-55-54 факс

Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина, 125190, Москва, Ленинградский пр-т, 45, 943-81-16, 943-81-21, 212-21-32 факс

Авиационный комплекс им. А.С. Яковлева, 125315, Москва, Ленинградский пр-т, 68

Академия гражданской авиации, 196210, Санкт-Петербург, Авиагородок, ул. Пилотов, 38

Академия гражданской авиации. Учебный центр УВД, 196210, Санкт-Петербург, Авиагородок, ул. Пилотов, 38, (812) 104-11-64, 104-11-61, 104-18-91 тел/факс

Академия навигации и управления движением, 197046, Санкт-Петербург, ул. Малая Посадская, 30, (812) 238-78-38, 238-82-10, 232-33-76, факс, elprib@erbi.spb.su

Академия транспорта, 196210, Санкт-Петербург, Авиагородок, ул. Пилотов, 38

АНТК им. А.Н. Туполева, 111250, Москва, наб. Академика Туполева, 17, 267-25-08, 261-71-41 (факс), 267-27-39 (факс)

АОЗТ "Транзас Марин", 193019, Санкт-Петербург, пр. Обуховской обороны, 21/2, (812) 325-31-31, 567-19-01 факс, abris@transas.com, www.transas.com

АО "Камов", 140007, Московская обл., г. Люберцы, ул. 8-го марта, 8а, 171-37-43, 700-30-71 факс

АО "Киберсо", 111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53, 273-41-52, 273-92-16 факс, kiberso@glas.apc.org, www.glasnet.ru/~kiberso

АО "Красноярские авиалинии", 115533, Красноярск, Емельяновский р-н, а/п "Красноярск", (3912) 236-366, 267-709 факс

АО "МВЗ им. М.Л. Миля", 107113, Москва, Сокольнический вал, 2, 264-90-83, 264-55-71 факс

АО НПО "Молния", 123459, Москва, ул. Новоселковская, 6, 497-59-30 (тел/факс), 497-47-23 факс, tim@molniya.msk.ru, www.buran.ru

АООТ авиакомпания "Байкал", 664009, Иркутск, ул. Ширямова, 8, (3952) 29-57-92, 28-66-82, 25-83-04, 34-92-50 факс

АООТ авиакомпания "Воронежавиа", 394025, Воронеж, аэропорт, (0732) 783-930, 160-937, 169-412, 553-566 факс

АООТ МИЭА "Авиаприбор", 125319, Москва Авиационный пер. 5, 152-52-74, 152-26-31 факс, aviapribor@aviapribor.ru

АООТ Нижегородский авиастроительный завод "Сокол", 603035, Нижний Новгород, ул. Чаадаева, 1, (8312) 46-75-01, 46-71-27, 24-79-66 факс

АООТ "ОКБ Сухого", 125184, Москва, ул. Поликарпова, 23а, 945-65-25, 200-42-43 факс

АО "Прин", дистрибьютор фирмы Тримбл, 125130, Москва, ул. Нарвская, 11, кор. 3, 125871, Москва, Волоколамское, ш.4, 194-15-41, 158-43-42, 240-43-47 факс, 158-43-42, voronta@glasnet.ru, tracking@prin.msk.su, www.prin.ru

АО "Ромона", 693013, Южно-Сахалинск, проспект Мира, 426, 5-42-16 т/факс

АО "Геоэкотехм", дистрибьютор фирмы Dassault Sercel NP, 129085, Москва, проезд Ольминского, 7, 286-06-03, 262-65-11 факс

АООТ "РИМР", Российский институт мощного радиостроения, 199048, Санкт-Петербург, В.О. 11 линия, 66-68, 213-82-38, 328-80-05, 328-03-86, 213-06-25 (факс), 323-06-25 (факс)

АО "Радар-ГА", 125414, Москва, Клинская ул., 4, корп. 2, 456-13-04 тел/факс

Владимирский государственный технический университет (кафедра радиотехники и радиосистем), 600026, Владимир, ул. Горького, 87, 7-98-94

ВНИИ стандарт, 117421, Москва, ул. Новаторов, 40

Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры (ВНИИРА), 199106, Санкт-Петербург, Шкиперский проток, 19, (812)356-01-40, 352-37-51 факс

Военная академия РВСН им. Петра Великого, 103074, Москва, Китайский проезд, 9/5, 298-44-84, 298-39-09

Военно-воздушная академия им. Ю.А. Гагарина, 141170, Московская обл., Щелковский р-н, пгт Монино, 58420-27

Военно-инженерный университет (Военная инженерная академия им. В.В. Куйбышева), 109028, Москва, Ж-28, Покровский бульвар, 11, 916-83-22с

Военный авиационный технический университет (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского), 125190, Москва, ул. Планетная, 3, 155-19-26, 155-19-29, vhar@org.ru

Военный университет им. А.Ф. Можайского, 197082, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13
ГИС-Ассоциация, 117296, Москва, Ленинский пр., 65, тел/факс 135-76-86, 137-37-87, gisa@cityline.ru, www.gisa.ru

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 121087, Москва, ул. Новозаводская, 18, 142-51-38, 145-98-02, 142-59-00 факс

ГМП "Техноприбор-Секунда", 140100, Московская обл., г. Раменское, ул. 100-й Свирской дивизии, 11, 477-25-15, (09646)36113, (09648) 79057, sevko@cityline.ru

ГНПП "Аэрогеофизика", 103104, Москва, Б. Палашевский пер., д. 1/14, 290-48-32, 209-72-22, cos@glasnet.ru

- ГНЦ ЦНИИ "Электроприбор", 197046, Санкт-Петербург, ул. Малая Посадская, 30, (812) 238-78-38, 238-82-10, 232-33-76 факс, elprib@erbi.spb.su
- Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт (ГОС НИНГИ), 199106, Санкт-Петербург, Кожевенная линия, 41, 217-21-13, 217-33-19 факс, gningi@navy.ru, www.navy.ru
- ГОС НИИ авиационных систем (АС), 125319, Москва, ул. Викторенко, 7, 157-70-47, 157-31-27 (факс), 157-50-97, (факс)
- ГОСНИИ гражданской авиации. Авиационный сертификационный центр, 103340, Москва, а/п "Шереметьево", 578-48-61, 578-47-67 факс
- ГОСНИИ "Аэронавигация", 123182, Москва, Волоколамское шоссе, 26, 190-42-18, 190-46-36, факс 943-00-01
- Госстандарт России, 117049, Москва, Ленинский пр., 9
- Государственная академия нефти и газа им. И.М. Губкина, Москва, Ленинский пр., 65, 930-92-25
- Государственная корпорация по ОВД, 123182, Москва, Волоколамское ш., 26, 490-95-31, 490-96-96 факс
- Государственный университет по землеустройству, Москва, ул. Казакова, 15, 261-31-46
- Госцентр "Землемер", 103031, Москва, К-31, Кузнецкий мост, 20, 923-33-28 тел/факс
- ГП "Аэрогеодезия"
- ГП "Морсвязь-спутник", 115230, Москва, Варшавское шоссе, 42, 967-18-50, 967-18-70, 967-18-30, 967-18-52 (факс), 967-18-34 (факс), root@marsat.ru, root@marsat.glasnet.ru, www.marsat.ru, zurabov@marsat.glasnet.ru
- ГП СКБ "Камертон", 220007, Беларусь, Минск, ул. Могилевская, 28, 221-75-29 тел/факс
- ГПФ "Оризон-Навигация", 158410, Украина, Черкасская обл., г. Смела, ул. Мазура, 24, (04733)422-82, 413-54, 402-46, 450-66
- ГУАП "Кавминводьявния", 357310, Минеральные Воды-5, аэропорт, (86531) 775-05, 770-26, 770-00, 341-94 факс
- ГУ НПП "Радиосвязь", 660021, Красноярск, ул. Декабристов, 19, (3912)21-30-14, 21-79-30, miirs@mail.kts.ru
- ГУП НПП "Полет", 603600, Нижний Новгород, ГСП-462, (8312) 42-21-04, 44-24-05 тел/факс
- ГУП ОКБ "Электроавтоматика", 198095, Санкт-Петербург, ул. Маршала Говорова, 40, (812) 252-38-17 факс
- ГУП "Пилотажно-исследовательский центр", 140160, Московская обл., г. Жуковский-2, ЛИИ им. М.М. Громова, 556-72-58, 556-58-74 тел/факс
- ГУП "Центр аэронавигационной информации гражданской авиации", 123364, Москва, ул. Свободы, 67, 492-31-31, 948-59-09 факс
- Домодедовское ПО ГА, 142045, Московская обл., г. Домодедово, а/п Домодедово, 323-82-96, 323-85-07, 323-89-14, 958-21-88 факс
- ЗАО "Навиком", дистрибутор фирмы Garmin, 129281, Москва, ул. Летчика Бабушкина, 35, к. 1, 916-12-22, 717-90-71 факс
- ЗАО ОКБ "Русская авионика", 140160, Московская обл., г. Жуковский-2, ЛИИ им. М.М. Громова, 556-52-91, 556-50-83 факс, avionics@ra.transt.ru
- ЗАО "Пеленг", 195221, Санкт-Петербург, а/я 18, (812) 225-14-17 тел/факс, peleng@neva.spb.ru, www.neva.spb.ru/peleng
- ЗАО С-МАР, 199026, Санкт-Петербург, 21-я линия, 8, (812) 327-98-94

Инженерный центр "ОКБ им. А.И. Микояна", 125299, Москва, Ленинградское шоссе, 6, 155-22-10, 155-23-15, 158-08-54 факс, okb.micoyan@mtu_net.ru

Казанское АПО им. С.П. Горбунова, 420036, Казань, ул. Дементьева, 1, (8432) 540-253, 540-234, 533-120, 543-693 факс

КБ "Корунд-М", 109280, Москва, Автозаводская ул., 23, 177-27-10, 27461-08 факс

КБ "Луч", 152920, Рыбинск, 599-213, 599-267

КБ "Навис", 109280, Москва, Тюфелева роща, 12, 274-63-04, 274-63-04, 277-27-10, 274-00-77 факс

КБ "Хартрон", 310001, Украина, г. Харьков, А/Я 2348, (0572)44-51-03, 43-16-77 факс

Координационный научно-информационный центр (КНИЦ) МО РФ, 103064, Москва, ул. Казакова, 23, 333-81-33, 261-63-71, (095) 333-81-33 факс, 261-63-71 факс, sfsic@iki3.bitnet, sfsic@iki3.iki.rssi.ru, sfsic@mx.iki.rssi.ru, Home page www.iki, www.rssi.ru/SFCSIC/SFCSIC_main.html

Красноярский государственный технический университет. НИИ радиотехники, 660074, Красноярск, ул. Киренского, 26, (3912)49-74-72, 43-06-92 факс

ЛИИ им. М.М. Громова, 140160, Московская обл., г. Жуковский, ул. Туполева, 2а, 556-56-43

Луховицкий машиностроительный завод, 140500, г. Луховицы Московской обл., (09663) 1-12-40, 1-13-76, 1-11-80 (факс), 1-13-76 (факс), imzavia@rosmail.ru

МАИ, Центр спутниковых информационных технологий, 125080, Москва А-80, Волоколамское ш., 4, 158-69-66, 158-69-65 факс

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Факультет радиоэлектроники и лазерной техники, 107005, Москва, ул. Народная, 5, 263-65-98, 267-75-96 факс

Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 109017, Москва, Б. Ордынка, 22/2/1, 953-12-44; 953-16-00 факс, mak@mak.ru

Международная академия информатизации. Отделение "Интернавигация", 109028, Москва, Большой Трехсвятительский переулок, 2, 926-25-01, 926-26-72, 917-01-27 факс, vkntc@cityline.ru, www.vkntc.cityline.ru

Министерство транспорта России, 101433, Москва, Садово-Самотечная, 10, 286-15-50

МКБ "Восход", 105318, Москва, ул. Ткацкая, 19, 369-10-81, 369-10-81 факс

МКБ "Компас", 113184, Москва, ул. Большая Татарская, 35, 953-03-21, 951-41-80, 953-26-22 факс

Московская государственная геологоразведочная академия им. Серго Орджоникидзе, Москва, ул. Миклухо-Маклая, 23, 433-62-56,

Московский государственный автомобильно-дорожный институт (технический университет), Москва, Ленинградский пр., 64, 155-04-04, 155-01-04

Московский государственный горный университет, Москва, Ленинский пр-т, 6, 236-95-10

Московский государственный технический университет гражданской авиации (МГТУ ГА), Москва, Кронштадтский бульвар, 20, 458-07-07, 458-07-01

Московский государственный университет геодезии, аэрофотосъемки и картографии (МИИГАиК), Москва, Гороховский пер., 4, 261-31-52, 261-40-44

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Воробьевы горы, центральный корпус, 939-13-89, 939-10-00

Московский государственный университет путей сообщения (МИИТ), Москва, ул. Образцова, 15, 284-24-10, 284-23-00

Московский физико-технический институт (МФТИ), фирма "Лазекс", Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский пер., 9, 408-48-00

Московский энергетический институт (МЭИ), Москва, ул. Красноказарменная, 17, 362-70-88, 362-73-63, alexp@aha.ru

Научно-внедренческое предприятие "Протэк", 394051, Воронеж, ул. Домостроителей, 30, (0732) 71-14-97, 71-14-98 т/факс

Научный Совет по проблемам управления движением и навигации РАН, Институт проблем механики РАН, 117526, Москва, пр. Вернадского, 101, 434-30-50

Нижевартовский ОАО, 626440, г. Нижневартовск Тюменской обл., аэропорт, (3466) 234-480, 237-763 факс

НИИ авиационного оборудования, 140160, Московская обл., г. Жуковский, ул. Туполева, 18, 556-56-17, 556-76-63, 556-23-88 факс

НИИ "Квант", 252006, Украина, г. Киев, ул. Дмитрова, 5, 227-01-12, 227-23-17 факс

29 НИИ МО РФ, 107014, Москва, Попов проезд, 6, 269-24-21, 269-09-66

НИИ "Научный центр", г. Москва, Зеленоград

НИИ по измерительной технике (НИИИТ), 454048, Челябинск, ул. Витебская, 4, (3512) 608-761, 349-773 факс, 608-752, 348-504

НИИ экономики авиапромышленности, Москва, Перовский пр-д, 2, стр. 1, 755-93-01, 755-93-00 факс, manager@avias.com

НПК "Промэлектроника", 199106, Санкт-Петербург, Кожевенная линия, 41, 217-97-75, 113-58-27 факс

НПО "Вега-М" МНИИП, 121170, Москва, Кутузовский просп., 34, 249-07-04, 148-79-96 факс

НПО прикладной механики, 660026, Красноярск-26, ул. Ленина, 55, (39197) 23613, 22635 факс, voloshko@npromt.krasnoyarsk.ru

НПО машиностроения, 143952, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, 33, 302-11-85, 302-20-01 факс, pro@mashstroy.msk.su

НПО "Сибцвет-метавтоматика", 660041, Красноярск, ул. акад. Киренского, 89, (3912) 497-472, 430-692 факс

НПО "Энергия", 141070, Королев, ул. Ленина, 4а

НПП "Термотех", 141070, Московская обл., г. Королев, Октябрьский бульвар, 12, 513-49-07, 513-49-12 тел/факс, tt@termoteh.ru, www.termoteh.ru

НПП "Транснавигация", 125190, Москва, а/я 152, 209-07-49 тел/факс

НПФ "Гейзер", 117909, ГСП-1, Москва, В-49, 2-й Спасоналивковский пер., 6, 230-12-23, 230-00-85 факс

НТЦ "Интернавигация", 109028, Москва, Большой Трехсвятительский переулок, 2, 926-25-01, 917-01-27 факс, vkntc@cityline.ru, www.vkntc.cityline.ru

ОАО "Аэрофлот-МАЛ", 125167, Москва, Ленинградский проспект, 37, корп. 9, 155-57-37, 155-67-47 факс

ОАО авиакомпания "Донские авиалинии", 344009, Ростов-на-Дону, пр. Шолохова, 272, (8632) 520-567 тел/факс

ОАО "Внуковский авиаремонтный завод", 103027, Москва, К-27, 436-69-78, 436-81-55, 926-50-11 (тел/факс)

ОАО "Раменский приборостроительный завод", 140100, Московская обл., г. Раменское, ул. Михалевича, 39, 501-41-11, 556-43-28 факс

ОАО "Роствертол", 344038, Ростов-на-Дону, ул. Новаторов, 5, (8632) 31-74-93, 31-0039 (факс), 31-74-91 (факс)

ОАО "Фазатрон-НИИР", 123557, Москва, Электрический пер., 1, 253-56-13, 253-04-95 факс

ООО "Геоматика", 117333, Москва, Университетский пр. 6-4-15, 137-54-17 тел/факс

ООО "Радиома", 119361, Москва, ул. Озерная, 42, 437-06-56, 437-08-56 тел/факс, radio@radiomar.msk.ru

Оренбургское ГАП, 460049, Оренбург, аэропорт, (3532) 411-388, 412-748, 411-701, 419-878 факс
Пермская научно-производственная приборостроительная компания, 614600, Пермь, ГСП-590, ул. 25-го Октября, 106, (3422) 45-23-36, 45-96-56, 45-45-59 факс, 45-12-19 факс, root@prk.perm.su, www.prk.perm.su

Пермское государственное унитарное авиапредприятие, 614078, Пермь, аэропорт Большое Савино, (3422) 28-43-25, 28-43-44, 27-44-92 (факс), 28-41-28 (факс), pal@mail.psu.ru

ПО "Красноярский радиотехнический завод", 660021, Красноярск, ул. Декабристов, 19, (3912) 21-79-30

ПО "Полет", 644021, Омск, ул. Б. Хмельницкого, 226, (3812) 579-200, 375-403, 334-014 факс, space@flight.omsk.su

Раменское приборостроительное КБ, 140103 Московская обл., г. Раменское, ул. Гурьева, д. 2, 556-22-86, 556-23-93, (09646) 3-39-32, 3-19-72 факс, rkrb@space.ru

Росморфлот, 103759, Москва, ул. Рождественка, 1/4, 926-90-38, 924-97-89

Росречфлот, 103775, Москва, ул. Петровка, 3/6, 927-81-10

Российское авиационно-космическое агентство (РАКА), 129857, Москва, ул. Щепкина, 42, 971-83-03

Российский институт радионавигации и времени (РИРВ), 193124, Санкт-Петербург, пл. Растрелли, 2, (812) 274-16-07, 273-10-33 факс, gouzhva@irt.spb.su, cotlin@infopro.spb.su

Российский НИИ космического приборостроения, 111250, Москва, ул. Авиамоторная, 53, 274-16-28, 273-16-28

Санкт-Петербургская государственная академия аэрокосмического приборостроения, 190000, Санкт-Петербург, ул. Б. Морская, 67, (812) 210-70-01

Улан-Удэнский авиационный завод, 670009, Улан-Удэ, ул. Хоринская, 1, (830122) 5-35-55, 5-21-47 факс, uso4@uuaz.buriatia.ru

УПКБ "Деталь", 623409, Свердловская обл., г. Каменск-Уральский, ул. Пионерская 8, (34378) 36798, 64264, 64299

Уфимское приборостроительное производственное предприятие, 450009, Башкортостан, г. Уфа-9, ул. 50 лет СССР, (3472) 325-758, 340-428, 327-659 факс

ФГУП ВПК "МАПО", 103045, Москва, п/я №1, 207-04-76, 207-07-57 факс

Федеральная служба геодезии и картографии (Роскартография), 117801, ГСП-7, Москва, ул. Кржижановского 14, корп. 2, 124-35-35

Федеральная служба воздушного транспорта (ФСВТ), 125836, Москва, Ленинградский проспект, 37, 155-53-95, 155-57-68, 155-52-31, 155-52-93

Фирма "Аштек" (Ashtech), Магеллан, Россия, 117198, Москва, Ленинский пр., 113, 1170 Kifer Road, Sunnyvale, CA 94086 USA, (095) 956-54-00, 956-53-60 факс

Фирма "DAVIA", 125319, Москва, Авиационный пер., 5, 155-35-85, 152-56-01 факс, office@davia.msk.ru

Фирма "Trimble", представительство, 125047, Москва, 1-ая Тверская-Ямская ул., д. 23, 258-60-11/12, 258-60-10 факс, avaldov@thrcis.dol.ru, www.trimble.com

Фирма "Котлин", 193124, Санкт-Петербург, пл. Растрелли, 2, (812) 274-18-15, 274-18-94 факс, cotlin@infopro.spb.su

Фирма Рокуэл-Коллинз (Rockwell-Collins, USA), представительство, 113054, Москва, Б. Строченовский переулок, 22/25, Офис 403, 230-60-10, 458-67-06 факс

ФНПЦ ГУП НПО "Аврора", 194021, Санкт-Петербург, ул. Карбышева, 15, (812) 247-22-50, 247-80-61 факс

ХК "Ленинец", НИИ радиоэлектронный комплексов, 196066, Санкт-Петербург, Московский пр., 212, (812) 293-13-52, 293-25-01, 291-36-73 факс

ЦНИИ геодезии, аэрофотосъемки и картографии (ЦНИИ ГА и К) им. Ф.Н. Красовского, 125413, Москва, ул. Онежская, 26, 456-91-27, 456-95-31 факс

ЦНИИ машиностроения, ЦУП, 141070, Московская обл., г. Королев, ул. Пионерская, 4, 513-51-03, 274-00-25 факс, navserv@mcc.rsa.ru

ЦНИИ морского флота, 193015, Санкт-Петербург, ул. Кавалергардская, 6, (812) 275-89-42, 271-12-83, 274-24-08

Челябинский радиозавод "Полет", 454080, Челябинск, ул. Тернопольская, 6, (3512) 33-53-33, 34-76-21 факс

ЭМЗ им. В.М. Мясищева, 140160, Московская обл., г. Жуковский-5, Наркомвод 1

П6.2. Интернет-адреса организаций и фирм, работающих с СРНС

Фирмы и общественные организации

Airline Pilots Association: <http://www.alpa.org>.

American Institute of Aeronautics and Astronautics: <http://www.aiaa.org>.

American Mobile Satellite Corp.: <http://www.skycell.com>.

Analog Devices Inc.: <http://www.analog.com>.

Alpine Electronics: <http://www.alpinel.com>.

Ashtech Inc.: <http://www.ashtech.com>.

ATX Technologies: <http://www.track.com>.

Comroad: <http://www.solidinfo.com>.

Blue Marble Geographics: <http://www.bluemarblegeo.com>.

Delorme Mapping: <http://www.delorme.com>.

Dimensions International Inc.: <http://www.dimensions-intl.com>.

Etak Inc.: <http://www.etak.com>.

Garmin International: <http://www.garmin.com>.

Geotek: <http://www.geotek.com>.

The Goeken Group: <http://www.goeken.com>.

Greenfield Associates: <http://www.greenf.com/greenf/>.

Hewlett Packard: <http://www.hp.com>.

Honeywell Inc.: <http://www.honeywell.com>.

Hughes Electronics Corp.: <http://www.hughes.com>.

Institute of Navigation: <http://www.ion.org>.

ITS America: <http://www.itsa.org>.

Liikkuva Systems International: <http://www.liikkuva.com>.

Megapulse: <http://www.megapulse.com>.

Motorola Inc.: <http://www.mot.com>.

Navitrak International Corp.: <http://www.navitrak.com>.

Navstar Systems: <http://www.telecom.com/navstar>.

Navsys Corp.: <http://www.navsys.com>.

Odetics Inc.: <http://www.odetics.com>.

Orbital Sciences Corp.: <http://www.orbital.com>.
Pelorus Navigation Systems Inc.: <http://www.pelorus.ca>.
Pro Tech: <http://www.ptm.com>.
Raytheon Co.: <http://www.raytheon.com>.
Rockwell Collins: <http://www.cca.rockwell.com>.
RTCA: <http://www.rtca.org>.
SiRF Technology: <http://www.sirf.com>.
Sony: <http://www.sony.com>.
Trimble Navigation: <http://www.trimble.com>.
WR Inc.: <http://www.galaxy.net.com/wri>.
Xypoint: <http://www.xypoint.com>.
Государственные организации
European Union: <http://www.europa.eu.int>.
Federal Aviation Administration: <http://www.faa.gov>.
Federal Communications Commission: <http://www.fcc.gov>.
National Geodetic Survey: <http://www.ngs.noaa.gov/GPS/GPS.html>.
U.S. Coast Guard: <http://www.navcen.uscg.mil>.
U.S. Naval Observatory: <http://www.usno.mil>.
World Trade Organization: <http://www.wto.org>.

Университеты и научно-исследовательские организации

Australian Surveying and Land Information Group (AUSLIG):
<http://www.auslig.gov.au/geodesy/geodesy.htm>
California Institute of Technology. Division of Geological and Planetary Sciences. GPS Library:
<http://www.gps.caltech.edu/facilities/library.html>
Coordination Scientific Information Center of Russian Space Forces
(GLONASS information): <http://satnav.atc.ll.mit.edu>
Czech Technical University GPS/GLONASS Gopher Server: [gopher://gopher.feld.cvut.cz/11/satellit](http://gopher.feld.cvut.cz/11/satellit)
Electronic Precision Farming Institute (Purdue University):
<http://pasture.ecn.purdue.edu/~mmorgan/PFI/PFI.html>
Federal Geodetic Control Subcommittee Home Page: <http://www.ngs.noaa.gov/FGCS/fgcs.html>
Geodetic Survey of Canada: <http://www.geod.emr.ca/>
German Institute for Applied Geodesy: <http://www.potsdam.ifag.de/english/info/ifag-geodaesie-e.html>
Goddard Space Flight Center -Crustal Dynamics Data Information: <http://cddis.gsfc.nasa.gov/cddis.html>
ITS (Intelligent Transportation Systems) Online: <http://www.itsonline.com/>
International Earth Rotation Service: [ftp://mesiom.obspm.fr/iers/](http://mesiom.obspm.fr/iers/)
International GPS Service for Geodynamics: <http://igsceb.jpl.nasa.gov/>
MIT Lincoln Laboratory: <http://satnav.atc.ll.mit.edu/>
Paul Tarr's Reference Links to GPS General Information Sources:
http://www.inmet.com/~pwt/gps_gen.html
Peter Dana's Overview of GPS: <http://wwwhost.cc.utexas.edu/ftp/pub/grg/gcraft/notes/gps/gps.html>
Southern California Integrated GPS Network: <http://milhouse.jpl.nasa.gov/>
U.S. Department of Transportation: <http://www.dot.gov>
U.S. National Earth Orientation Service: <http://maia.usno.navy.mil/>
University NAVSTAR Consortium: <http://www.unavco.ucar.edu/>

Информационно-аналитический центр координатно-временного обеспечения, ЦУП,
<http://www.mcc.rsa.ru/iackvo>.

Информационные источники в области СРНС

Global Positioning & Navigation News: <http://www.phillips.com/telecom.catalog.gpnn.html>.

GPS World: <http://www.gpsworld.com>.

Navtech Seminars: <http://www.navtechgps.com>.

Phillips Business Information, Inc.: <http://www.telecomweb.com>.

Technology Plus: <http://www.technologyplus.com>.

П6.3. Институты навигации Международной ассоциации институтов навигации

Arab Institute of Navigation, P.O. Box 1029, Alexandria, EGYPT, Phone: 20-3-586-23-25,
Fax: 20-3-560-21-44, TLX: 54160 ACAD

Australian Institute of Navigation (AuIN), Box 2250 G.P.O., Sydney, N.S.W. 2001, AUSTRALIA,
Phone: 61-2-264-6413, Phone: 61-2-9264-6413 Fax: 61-2-267-1682, Fax: 61-2-9267-1682

China Institute of Navigation (CIN), 11 Jianguomennei Avenue, Beijing, 100736, CHINA,
Phone: 86-10-65293151, 86-10-65293172, Fax: 86-10-65292345, dgon.bonn@t-online.de

German Institute of Navigation (DGON), Adenauer Allee 118, D-53113 Bonn, GERMANY,
Phone: 49-228-20197-0, Fax: 49-228-20197-19

French Institute of Navigation (IFN), 3, Avenue Octave-Greard, 75340 PARIS CEDEX 07,
FRANCE, Phone: 33-1-44-38-10-43, Fax: 33-1-40-61-93-19, infranav@micronet.fr

Italian Institute of Navigation (IIN), Via Prisciano, 42, 00136 Roma, ITALY,
Phone: 39-6-3545-2841, Fax: 39-6-3545-2841

Japan Institute of Navigation (JIN), 2-1-6 Etchujima, Koto-ku, Tokyo 135, JAPAN,
Phone: 81-3-3630-3093, Fax: 81-3-3630-3093,

Korean Institute of Navigation (KIN), 1, Dongsam-dong, Youngdo-ku, Pusan, 606-791, Republic of
KOREA, Phone: 82-51-410-4274, Fax: 82-51-405-3985, Phone: 82-51-410-4241, Fax: 82-51-404-3985

Netherlands Institute of Navigation (NIN), Prins Hendrikkade 189, NL-1011 TD Amsterdam,
THE NETHERLANDS, Phone: 31-20-62-51-881, Fax: 31-22-63-83-209, Phone: 31-20-62-51-881,
Fax: 31-20-63-83-209, j.a.spaans@kim.nl, 106663.2723@compuserve.com

Nordic Institute of Navigation (NrIN/NNF), Hakonshellaveien 115 N-05070 Måthopen,
NORWAY, Phone: 47-55500104, FAX: 47-55500105, itsaetre@online.nr

Royal Institute of Navigation (RIN), 1 Kensington Gore, London SW7 2AT, ENGLAND, Phone:
44-171-591-3130, Fax: 44-171-591-3131, grocott@globalnet.co.uk, rindir@atlas.co.uk

Russian Public Institute of Navigation (RPIN), c/o Internavigation RTC, 2, Bolshoy Trekhs-
vyatitski per., Moscow 109028, RUSSIA, Phone: 7-095-926-25-01; 926-26-72, Fax: 7-095-917-
01-27, vkntc@cityline.ru

Argentine Institute of Navigation (IAN), Avenida Montes de Oca 2124, Capital Federal, Buenos
Aires, ARGENTINA, Phone: 54 1 303-3138, Fax: 54 1 303-3883

United States Institute of Navigation (USION), 1800 Diagonal Road, Suite 480, Alexandria, Vir-
ginia 22314, USA, Phone: 1 703-683-7101, Fax: 1 703-683-7177, jmurphy@ion.org, www.ion.org

Список условных обозначений, символов, единиц и терминов

2Д	режим определения координат при известной высоте
АИП	сборник аэронавигационной информации
АИС	аппаратура имитации сигналов
АИС	астроинерциальная система
АКНП	аппаратура контроля навигационного поля
АКП	аппаратура контроля поля
АНИ	аэронавигационная информация
АОН	авиация общего назначения
АП	аппаратура потребителя
АРП	аэродромный радиопеленгатор
АСЧ	атомный стандарт частоты
АТ	абонентский терминал
АЭ	аэродром
БА	бортовая аппаратура
БВ	баровысотомер
БД	база данных
БИНС	бесплатформенная инерциальная навигационная система
БИС	беззапросная измерительная станция
БЛА	беспилотный летательный аппарат
Блок-I, II (A, R, F)	наименования модификаций НКА GPS
БНД	база навигационных данных
БО	бортовое оборудование
БРЭО	бортовое радиоэлектронное оборудование
БСУ	бортовая система управления
БЦ	баллистический центр
БЧХ	Бозе-Чоудхури (код)
БШВ	бортовая шкала времени
БЭВЧ	бортовой эталон времени и частоты
ВВС	военно-воздушные силы
ВКС	военно-космические силы
ВМС	военно-морские силы
ВМФ	Военно-морской флот
ВОГ	волоконно-оптический гироскоп
ВОИ	вторичная обработка информации
ВПП	взлетно-посадочная полоса

ВС	воздушное судно
ВТ	высокая точность
Галилео	Европейская СРНС
ГВЦ	Главный вычислительный центр
ГКА	геостационарный космический аппарат
ГКРЧ	Государственный комитет по радиочастотам
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГМСББ	Глобальная морская система связи при бедствии и обеспечении безопасности
ГНС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГС	главная станция
ГСК	геодезическая система координат
ГСЕВЭЧ	Государственная система единого времени и эталонных частот
ДИСС	доплеровский измеритель скорости и сноса
ДН	диаграмма направленности
ДПС	дифференциальная подсистема
ДР	дифференциальный режим
ДС	дифференциальная станция
ж/д	железная дорога
ЗИС	запросная измерительная станция
ИАЦ	информационно-аналитический центр
ИДНС	инерциально-доплеровская навигационная система
ИКАО (ICAO)	Международная организация гражданской авиации
ИКД	интерфейсный контрольный документ
ИЛС (ILS)	инструментальная система посадки
ИМО (IMO)	Международная морская организация
ИНС	инерциальная навигационная система
ИПМ	исходный пункт маршрута
ИФРНС	импульсно-фазовая РНС
КА	космический аппарат
КВО	координатно-временное обеспечение
КВО	круговое вероятное отклонение
КДС	курсо-доплеровская система
КИС	контрольно-измерительная станция
ККС	контрольно-корректирующая станция
КЛГ	кольцевой лазерный гироскоп
КНИЦ	Координационный научно-информационный центр
КНС	космическая навигационная система
КОИ	комплексная обработка информации
КОС	квантово-оптическая станция
КПМ	конечный пункт маршрута

КРМ	курсовой радиомаяк
КС	курсовая система
КС	контрольная станция
КСС	командная станция слежения
КТ	контрольная точка
КТА	контрольная точка аэродрома
КЭНС	корреляционно-экстремальная навигационная система
ЛА	летательный аппарат
ЛБУ	линейное боковое ускорение
ЛДПС	локальная ДПС
ЛПД	линия передачи данных
МВ	метка времени
МВС	минимальная высота снижения
МИИБ	миниатюрный инерциальный измерительный блок
МЛС (MLS)	микроволновая система посадки
м. м.	морская миля
МО	министерство обороны
МПС	министерство путей сообщения
МС	морское судно
МСЭ	Международный союз электросвязи
МТ	мобильный телефон
МТКА	многофункциональный транспортный КА
НАП	навигационная аппаратура потребителей
НВО	навигационно-временное обеспечение
НИК	навигационно-информационный комплекс
НИР	научно-исследовательская работа
НК	навигационный комплекс
НКА	навигационный космический аппарат
НКУ	наземный комплекс управления
НН	немодулированная несущая
НО	навигационное обеспечение
НОТАМ (NOTAM)	извещение, рассылаемое средствами электросвязи
НП	навигационный параметр
НПП	научно-производственное предприятие
НПУ	наземный пункт управления
НС	навигационный спутник
НСПД	наземная станция передачи данных
НСТ	навигационно-связной терминал
НФ	навигационный фильтр
ОВД	организация воздушного движения

ОГ	орбитальная группировка
ОКР	опытно-конструкторская работа
ОПФ	оптимальная последовательная фильтрация
ОСК	относительная система координат
ПВОИ	предварительная вторичная обработка информации
ПД	псевдодальность
ПЗ	параметры Земли
ПИ	приемоизмеритель или приемоиндикатор
ПЛ	псевдолит
ПО	подвижный объект
ПО	программное обеспечение
ПОИ	первичная обработка информации
ППМ	промежуточный пункт маршрута
ПРМГ	посадочная радиомаячная группа
ПРС	приводная радиостанция
ПС	псевдоскорость
ПС	псевдоспутник
ПСП	псевдослучайная последовательность
ПСС	подвижная спутниковая служба
ПТ	пониженная точность
ПУ	пункт управления
ПУИ	пункт управления и индикации
РБ	разгонный блок
РВ	радиовысотомер
РВСН	Ракетные войска стратегического назначения
РД	рулежная дорожка
РДПС	региональная ДПС
РИРВ	Российский институт радионавигации и времени
РЛС	радиолокационная станция
РМ	радиомаяк
РН	ракета-носитель
РНП	радионавигационный параметр
РНС	радионавигационная система
РРНП	Российский радионавигационный план
РС	Рида-Соломона (код)
РСБН	радиотехническая система ближней навигации
РСДН	радиотехническая система дальней навигации
РСС	радионавигационная спутниковая служба
РЭС	радиоэлектронное средство
САНИ	служба АНИ

САР	синтезированная апертура
САУ	система автоматического управления
САУТ	система автоматического управления транспортом
САЧ	служебно-адресная часть
СБИНС	спутниковая БИНС
СВ	сухопутные войска
СВО	среднеквадратическая, среднеквадратичная вероятная ошибка
СВС	система воздушных сигналов
СД	селективный доступ
СЕВ	система единого времени
СИБ	спутниково-инерциальный блок
СК	система координат
СКА	среднеорбитальный КА
СКФ	система контроля фаз
СКО	среднеквадратическая, среднеквадратичная ошибка
СНС	спутниковая навигационная система
СП	система посадки
СПСС	система подвижной спутниковой связи
СРНС	спутниковая радионавигационная система
СРО	среднеквадратическое, среднеквадратичное радиальное отклонение
СС	станция слежения
ССО	сферическое среднеквадратическое, среднеквадратичное отклонение (ошибка)
СТ	стандартная точность
ТНХ	требуемая навигационная характеристика
УКВ	ультракороткие волны
УМ	угол места
УС	унифицированный синхронизатор
ФАА	Федеральная авиационная администрация (США)
ФАС	Федеральная авиационная служба (сейчас ФСБТ)
ФСБТ	Федеральная служба воздушного транспорта
ЦАИ	центр аэронавигационной информации
ЦИ	цифровая информация
ЦС	центральный синхронизатор
ЦУП	центр управления полетами
ЦУП	центр управления перевозками
ЦУС	центр управления системой
ЧВО	частотно-временное обеспечение
ЧВП	частотно-временная поправка
ЧММС	частотная манипуляция с минимальным сдвигом
ШВ	шкала времени

ШГС	широкозонная главная станция	
ШДПС	широкозонная ДПС	
ШКС	широкозонная контрольная станция	
ШПС	широкополосный сигнал	
ЭВМ	электронная вычислительная машина	
ЭИ	эфемеридная информация	
ЭМС	электромагнитная совместимость	
ЭО	эфемеридное обеспечение	
AAIM	Airborne Autonomous Integrity Monitoring	автономный контроль целостности в комплексе бортового оборудования
ARINC	Aeronautical Radio Inc.	Радиокорпорация по авионавигации
A/S	Antispoofing	«антиспуфинг»
BRG	Bearing	пеленг (курсовой угол) ПИМ
C/A code	Clear (Coarse)/Acquisition code	легко распознаваемый общедоступный код сигнала GPS, C/A-код
CNS/ATM		система связи, навигации и наблюдения/организации воздушного движения
CTS	Clear to Send	заданный курс
DGPS	Differential GPS	дифференциальная система GPS
DIS	Distance	расстояние
DME	Distance Measuring Equipment	оборудование измерения дальности
DST	Distance	расстояние
DTK	Desired Track	заданный путевой угол
E-A		эквивалентно 10^{-4}
ECAC	European Civil Aviation Conference	Европейская гражданская авиационная конференция
EGI	Embedded GPS-aided Inertial	встроенная спутниково-инерциальная система
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service	Европейская служба геостационарного навигационного дополнения
ETA	Estimated Time of Arrival	расчетное время прибытия
ETE	Estimated Time of Elapse	расчетное время в пути до точки назначения
EUROCAE	European Organization on Civil Airborne Equipment	Европейская организация по бортовому оборудованию гражданской авиации
FANS	Future AirNavigation System	перспективная аэронавигационная система
FDE	Fault Detection and Exclusion	обнаружение и исключение отказа (углубленный автоматический контроль достоверности информации)
FMS	Flight Management System	система управления полетом

FOC	Final Operational Capability	полная работоспособность
Freq	frequency	частота
FTE	Flight Technical Error	ошибка пилотирования
GNSS	Global Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (ГНСС)
GPS	Global Positioning System	глобальная система позиционирования (местоопределения)
GS	Ground Speed	путевая скорость
ICAO	International Civil Aviation Organization	Международная организация гражданской авиации, ИКАО
ICD	Interface Control Document	интерфейсный контрольный документ (ИКД) GPS
ILS	Instrument Landing System	инструментальная система посадки (ИЛС)
IMO	International Maritime Organization	Международная морская организация, ИМО
IOC	Initial Operational Capability	первоначальная работоспособность
JTIDS	Joint Tactical Information Distribution System	объединенная тактическая система распределения информации
LAAS	Local Area Augmentation System	
MAGR	Miniatured GPS Airborne Receiver	миниатюрный приемник GPS
MDN	Minimum Descent Height	минимальная высота снижения (МВС)
MLS	Microwave Landing System	микроволновая система посадки (МЛС)
MMR	Multi-Mode Receiver	многорежимный приемник
MSAS	Multifunctional Transport Satellite Augmentation System	японская ШПДС на основе многофункционального транспортного КА
MSAT (MTSAT)	Multifunctional Transport Satellite	ГКА системы MSAS
NDGPS	Nationwide DGPS	Общенациональная дифференциальная система GPS
NIS	Navigation Information Services	Навигационная информационная служба
nm	nautical mile	морская миля (м. м.)
NMEA	National Marine Electronic Association	Национальная морская электронная ассоциация
NOTAM	Notice to Airmen	НОТАМ – извещение, рассылаемое средствам электросвязи и содержащее информацию о состоянии или изменении любого аэронавигационного оборудования, обслуживания и правил
NSE	Navigation System Error	ошибка навигационной системы
OEM	Original Equipment Manufacturer	производитель оригинального комплектующего оборудования
OBS	Omnibearing Selector	выбранный курс при смене ППМ
P, p		(доверительная) вероятность

P, P(Y)		закрытые коды сигналов GPS
PL	Pseudolite	псевдолит (псевдоспутник)
PRN	Pseudorandom Noise	псевдослучайная помеха (ПСП)
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring	автономный контроль целостности в приемнике
RNAV	Area Navigation	зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	требуемая навигационная характеристика (ТНХ)
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautical	Радиотехническая комиссия по авионавигации
RTE	Route	путь
RTK	Real Time Kinematic	кинематический режим в реальном времени
RTCM SC-104	Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee-104	Специальный комитет 104 Радиотехнической комиссии по морским службам
SA	Selective Availability	селективный доступ (СД)
SARPS	Standards and Recommended Practices	стандарты и рекомендованная практика
SDH	Synchronous Digital Hierarchy	сеть синхронной цифровой иерархической системы
SID	Standard Instrument Departure	стандартный маршрут вылета
SPD	Speed	путевая скорость
STAR	Standard Terminal Arrival Routes	стандартный маршрут прибытия
STR	Crosstrack	линейное боковое уклонение (ЛБУ)
TACAN	Tactical Aeronavigation	система тактической авионавигации
TDMA	Time Division Multiple Access	множественный доступ с временным разделением
TRK	Track	путевой угол
TRN	Turn	поворот
TSO	Technical Standard Order	приказ (предписание, распоряжение) о введении технического стандарта
UTC	Universal Coordinated Time	универсальное координированное время
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Range	всенаправленная УКВ радиосистема
VORTAC	VOR/TACAN	
WAAS	Wide Area Augmentation System	широкозонная американская ДПС
WGS-84	World Geodetic System-84	всемирная геодезическая система 1984г.
WPT	Waypoint	путевая точка (ППМ)
XTK	Crosstrack	линейное боковое уклонение (ЛБУ)

Издание для специалистов

Юрий Арсеньевич СОЛОВЬЕВ

СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

ЛР № 065232 от 20.06.97

Подписано в печать с оригинал-макета 11.05.2000. Формат 70×100/16

Бумага офсетная № 1. Гарнитура таймс.

Печать офсетная. Усл. печ. л. 22,1. Зак. № 145

Информационно-технический центр "Эко-Трендз".

Отпечатано в ППП "Типография "Наука",

121099, Москва, Шубинский пер., 6

Книги для специалистов в области связи и телекоммуникационных сетей

можно приобрести по следующим адресам:

Москва

Центральные книжные магазины

Информационно-технический центр «Эко-Трендз»: 2-ой Щемиловский пер., д 4/5

Санкт-Петербург

«Санкт-Петербургская книготорговая компания»: 198152, г. Санкт-Петербург, ул. Зайцева, 17/23, тел./факс (812)325-19-01

Прибалтика

Фирма «Janus»: Латвия, г. Рига, LV-50, Jezusbaznikas, 7a, тел./факс 722-69-55

Новосибирск

ООО «Топ-книга»: 630117, г. Новосибирск, ул. Арбузова, 1/1, а/я 560, тел./факс (3832)36-10-26, 36-10-27

Екатеринбург

МУП книжный магазин № 14: г. Екатеринбург, ул. Челюскинцев, 23, тел. (3432)53-24-89, факс (3432)53-24-90

По всем регионам России и СНГ

Издатель серии – Информационно-технический центр «Эко-Трендз»:

103473, г. Москва, 2-й Щемиловский пер., д. 4/5,

тел./факс (095)978-48-36, (095)978-80-31

E-mail: eko-trendz@mtu-net.ru

http: //www.vidnoe.ru/bookshop

Фирмой производится – издание книг серии ТЭК, рассылка информационных листов с краткими рефератами книг серии и условий подписки, прием и рассылка заказов на книги.

**От фирм, организаций, авторов и авторских коллективов
принимаются предложения по изданию новых книг
по указанной тематике**

**Приглашаются к сотрудничеству по распространению
книг серии ТЭК заинтересованные фирмы
и организации в регионах России и СНГ**

Инженерная энциклопедия ТЭК Технологии Электронных Коммуникаций

В 2000 году планируются к выходу в свет книги серии ТЭК:

- А.М.Дубинский. СТРОИТЕЛЬСТВО, МОНТАЖ, ТЕСТИРОВАНИЕ ВОЛС**
С.В.Крестьянинов, М.А.Шнепс-Шнеппе. КОМПЬЮТЕРНАЯ ТЕЛЕФОНΙΑ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ
Р.Р.Убайдуллаев. НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ВОЛС
И.Г.Смирнов. СТАНДАРТЫ СТРУКТУРИРОВАННЫХ КАБЕЛЬНЫХ СИСТЕМ
Т.И.Иванова. ВЕДОМСТВЕННЫЕ СЕТИ СВЯЗИ
М.А.Баркун, О.Р.Ходасевич. ЦИФРОВЫЕ СИСТЕМЫ СИНХРОННОЙ КОММУТАЦИИ
Л.М.Невдяев. ТЕХНОЛОГИЯ CDMA
Ю.А.Громаков. МОБИЛЬНАЯ СВЯЗЬ НА ОСНОВЕ СТАНДАРТА GSM
Б.Я.Лихтциндер и др. ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СЕТИ
Д.Г.Мирошников, Ю.А.Парфенов. "ПОСЛЕДНЯЯ МИЛЯ" НА МЕДНЫХ КАБЕЛЯХ
С.Г.Шаронин. СРЕДСТВА МОНТАЖА И ОБСЛУЖИВАНИЯ СИСТЕМ СВЯЗИ. Справочник
С.В. Пуртов. ПЕРЕДАЧА ВИДЕОСИГНАЛОВ ПО ОПТОВОЛОКНУ
А.В.Росляков и др. ЦИФРОВЫЕ СИСТЕМЫ КОММУТАЦИИ

**Вы можете сделать заявку на эти и другие книги
издательства Эко-Трендз, направив в наш почтовый
или электронный адрес перечень необходимых книг
или связавшись с нами по телефону**

✉ 103473, Москва, 2-й Шемиловский пер.,
д. 4/5, Издательство «Радио и Связь»,
ИТЦ «Эко-Трендз»

Тел./Факс: (095) 978-48-36, 978-80-31
e-mail: eko-trendz@mtu-net.ru
[http: //bookshop.vidnoe.ru](http://bookshop.vidnoe.ru)
[http: //www.telecomforum.ru](http://www.telecomforum.ru)