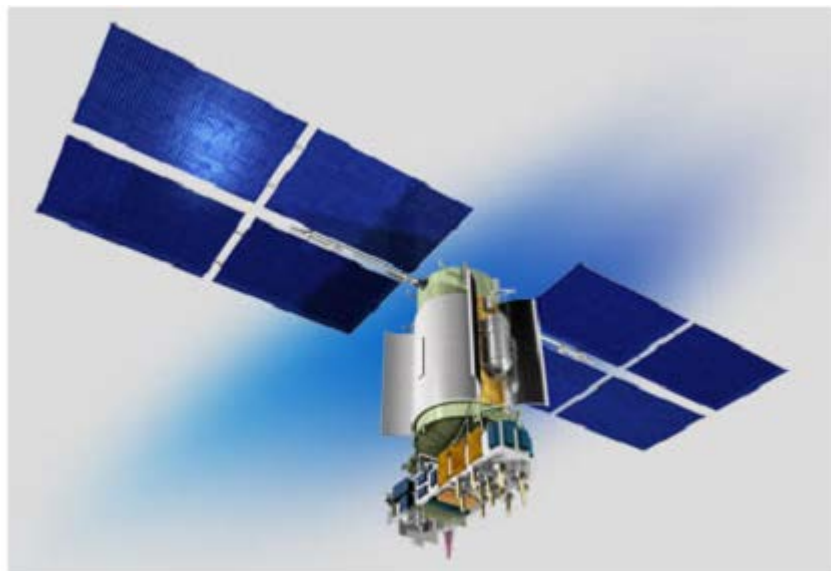




МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

## Навигационные системы



МАИ каф. 604А

А

ГЭИ АА

# Содержание

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| <b>1</b> | <b>Предисловие</b>  | <b>5</b>  |
| <b>2</b> | <b>Введение</b>   | <b>5</b>  |
| <b>3</b> | <b>Структура спутниковых навигационных систем</b>                       | <b>10</b> |
| 3.1      | Требования к спутниковым навигационным системам .....                   | 10        |
| 3.2      | Общая структура спутниковых систем.....                                 | 16        |
| 3.3      | Космический сегмент.....  | 18        |
| 3.4      | Наземный сегмент контроля и управления.....                             | 19        |
| 3.5      | Навигационная аппаратура потребителей.....                              | 19        |
| 3.6      | Взаимодействие сегментов спутниковой навигационной системы .....        | 20        |
| <b>4</b> | <b>Шкалы времени</b>  | <b>21</b> |
| 4.1      | Единицы мер времени.....  | 21        |
| 4.2      | Системы отсчета времени, используемые в НСС.....                        | 22        |
| 4.3      | Шкалы времени.....  | 25        |
| 4.4      | Синхронизация шкал времени.....   | 27        |
| <b>5</b> | <b>Движение навигационных спутников</b>                                 | <b>28</b> |
| 5.1      | Системы координат.....  | 29        |
| 5.2      | Невозмущенное движение спутника.....                                    | 37        |
| 5.3      | Возмущенное движение спутника.....                                      | 42        |
| 5.4      | Возмущения орбиты.....  | 50        |
| 5.4.1    | Нецентральность поля тяготения.....                                     | 50        |
| 5.4.2    | Притяжение Солнца и Луны.....   | 56        |
| 5.4.3    | Аэродинамическое торможение.....  | 58        |
| 5.4.4    | Давление солнечного света.....  | 61        |
| 5.4.5    | Влияние управляющей силы.....   | 63        |
| 5.5      | Упрощенная модель движения спутника.....                                | 64        |
| 5.6      | Моделирование орбитальной обстановки.....                               | 73        |
| <b>6</b> | <b>Источники погрешностей навигационных измерений</b>                   | <b>82</b> |
| 6.1      | Погрешности формирования бортовой шкалы времени.....                    | 83        |
| 6.1.1    | Погрешности частотно-временного обеспечения.....                        | 83        |
| 6.1.2    | Погрешности эфемеридного обеспечения.....                               | 84        |
| 6.2      | Погрешности, вносимые на трассе навигационный спутник—потребитель.....  | 85        |
| 6.2.1    | Тропосферные погрешности.....   | 86        |
| 6.2.2    | Ионосферные погрешности.....  | 88        |
| 6.2.3    | Погрешности из-за многолучевости.....                                   | 90        |
| 6.3      | Погрешности приемной аппаратуры потребителя.....                        | 91        |
| 6.4      | Способы уменьшения погрешностей.....                                    | 91        |
| <b>7</b> | <b>Методы навигации потребителя с использованием спутниковых систем</b> | <b>93</b> |

|            |  |            |
|------------|--|------------|
| <b>7.1</b> | <b>Методы навигационных определений.....</b>                               | <b>93</b>  |
| 7.1.1      | Общие определения.....   | 93         |
| 7.1.2      | Дальномерный метод.....  | 94         |
| 7.1.3      | Псевдодальномерный метод.....  | 95         |
| 7.1.4      | Разносто-дальномерный метод.....   | 96         |
| 7.1.5      | Доплеровский метод.....  | 96         |
| 7.1.6      | Псевдодоплеровский метод.....  | 97         |
| 7.1.7      | Разносто-доплеровский метод.....   | 98         |
| 7.1.8      | Комбинированные методы.....  | 98         |
| 7.1.9      | Определение ориентации с помощью спутниковых систем.....                   | 98         |
| <b>7.2</b> | <b>Навигационные алгоритмы.....</b>  | <b>100</b> |
| 7.2.1      | Математическая постановка задачи спутниковой навигации.....                | 101        |
| 7.2.2      | Навигационный алгоритм на основе одномоментных измерений.....              | 103        |
| 7.2.3      | Навигационный алгоритм на основе измерений нарастающего объема.....        | 106        |
| 7.2.4      | Навигационный алгоритм на основе дальномерных и фазовых измерений.....     | 112        |
| <b>7.3</b> | <b>Геометрический фактор.....</b>  | <b>118</b> |
| <b>8</b>   | <b>Спутниковая навигационная система ГЛОНАСС.....</b>                      | <b>121</b> |
| 8.1        | Общие сведения.....  | 121        |
| 8.2        | Орбитальная группировка системы ГЛОНАСС.....                               | 126        |
| 8.3        | Наземный сегмент системы ГЛОНАСС.....                                      | 130        |
| 8.4        | Эфемеридное обеспечение.....   | 136        |
| 8.5        | Частотно-временное обеспечение.....  | 142        |
| 8.6        | Радиосигналы в системе ГЛОНАСС.....  | 144        |
| 8.7        | Навигационные сообщения.....   | 146        |
| 8.8        | Контроль целостности НСС ГЛОНАСС.....                                      | 150        |
| 8.9        | Пример позиционирования с помощью системы ГЛОНАСС.....                     | 152        |
| <b>9</b>   | <b>Совместное использование навигационных систем ГЛОНАСС и GPS.....</b>    | <b>156</b> |
| 9.1        | История создания системы GPS.....  | 156        |
| 9.2        | Структура и состав системы GPS.....  | 159        |
| 9.3        | Особенности совместного применения систем ГЛОНАСС и GPS.....               | 170        |
| 9.4        | Пример построения навигационного GPS+ГЛОНАСС алгоритма.....                | 172        |
| 9.5        | Анализ GPS+ГЛОНАСС навигации.....  | 176        |
| <b>10</b>  | <b>Дифференциальный режим работы спутниковых навигационных систем.....</b> | <b>181</b> |
| 10.1       | Сущность дифференциального режима.....                                     | 181        |
| 10.2       | Типы дифференциальных подсистем.....                                       | 184        |
| 10.3       | Контрольно-корректирующие станции дифференциальных подсистем.....          | 186        |
| 10.4       | Разновидности дифференциального режима.....                                | 187        |
| 10.5       | Широкозонные дифференциальные подсистемы.....                              | 190        |
| 10.6       | Пример применения WAAS-технологий.....                                     | 206        |
| 10.6.1     | GPS/WAAS навигация в режиме точной посадки.....                            | 207        |
| 10.6.2     | Применение GPS/WAAS навигации в полетах.....                               | 212        |

|           |  |            |
|-----------|--|------------|
| <b>11</b> | <b>Направления развития НСС ГЛОНАСС и GPS</b>  | <b>214</b> |
| 11.1      | Перспективы развития системы ГЛОНАСС .....   | 214        |
| 11.2      | Перспективы развития системы GPS.....  | 221        |
| <b>12</b> | <b>Алгоритм автономного контроля целостности данных</b>  | <b>232</b> |
| 12.1      | Пример неверного GPS/WAAS измерения.....   | 233        |
| 12.2      | Алгоритм RAIM для обработки дальномерных измерений.....  | 235        |
| 12.3      | Модифицированный RAIM алгоритм.....  | 241        |
| <b>13</b> | <b>Спутниковая система Galileo</b>   | <b>245</b> |
| 13.1      | Программа GNSS-1 и её назначение.....  | 245        |
| 13.2      | Программа GNSS-2 и её назначение.....  | 249        |
| 13.3      | Орбитальная группировка.....   | 252        |
| 13.4      | Наземный сегмент.....  | 253        |
| 13.5      | Оценка европейского рынка товаров и услуг применительно к различным областям использования GNSS..... | 255        |
| 13.6      | Перспективы развития системы Galileo.....  | 262        |
| <b>14</b> | <b>Пакет программ “Спутниковая навигация”</b>  | <b>263</b> |
| 14.1      | Моделирование орбитальной структуры НСС.....   | 264        |
| 14.2      | Моделирование движения НСС.....  | 267        |
| 14.3      | Определение положения потребителя на основе дальномерных измерений.....                              | 270        |
| 14.4      | Алгоритм автономного контроля целостности данных в приемнике.....                                    | 272        |
| 14.5      | Геометрический фактор.....   | 275        |
| 14.6      | Навигация движущегося потребителя.....   | 278        |
| 14.7      | ГЛОНАСС навигация.....   | 281        |
| 14.8      | Дифференциальная навигация.....  | 283        |
| 14.9      | Фазовое сглаживание дальномерных определений.....  | 286        |
| 14.10     | Определение положения неподвижного потребителя на основе фазовых измерений.....                      | 287        |
| 14.11     | Решение задачи неоднозначности фазовых измерений.....  | 291        |
| 14.12     | Псевдослучайная шумовая последовательность (C/A код).....  | 291        |
| 14.13     | Анализ многолучевости.....   | 291        |
| 14.14     | Описание программ пакета “Спутниковая навигация”.....  | 295        |
| 14.14.1   | Функция sacode.....  | 295        |
| 14.14.2   | Функция compkalm.....  | 296        |
| 14.14.3   | Функция dops.....  | 297        |
| 14.14.4   | Функция ekfpos.....  | 298        |
| 14.14.5   | Функция enu2xyz.....   | 299        |
| 14.14.6   | Функция genrng.....  | 300        |
| 14.14.7   | Функция gensv.....   | 303        |
| 14.14.8   | Функция gpsscor.....   | 304        |
| 14.14.9   | Функция hatch.....   | 305        |
| 14.14.10  | Функция hmat.....  | 307        |
| 14.14.11  | Функция ionogen.....   | 307        |
| 14.14.12  | Функция llh2xyz.....   | 307        |
| 14.14.13  | Функции loadgps, loadglo, loadgg.....  | 308        |

|           |                               |            |
|-----------|-------------------------------|------------|
| 14.14.14  | Функция mpgen.....            | 309        |
| 14.14.15  | Функция nmatgen.....          | 310        |
| 14.14.16  | Функция olspos.....           | 310        |
| 14.14.17  | Функция olsposgg.....         | 311        |
| 14.14.18  | Функция pathgen.....          | 312        |
| 14.14.19  | Функция raim.....             | 313        |
| 14.14.20  | Функция sagen.....            | 314        |
| 14.14.21  | Функция satvis.....           | 315        |
| 14.14.22  | Функция skyplot.....          | 316        |
| 14.14.23  | Функция svpos.....            | 317        |
| 14.14.24  | Функция tropgen.....          | 317        |
| 14.14.25  | Функция xyz2enu.....          | 318        |
| 14.14.26  | Функция xyz2llh.....          | 319        |
| <b>15</b> | <b>Литература</b>             | <b>319</b> |
| <b>16</b> | <b>Список сокращений</b>      | <b>328</b> |
| <b>17</b> | <b>Приложение</b>             | <b>333</b> |
| 17.1      | ПО ГЛОНАСС/GPS навигации..... | 333        |
| 17.2      | ПО GPS/WAAS навигации.....    | 333        |
|           | <b>Индекс</b>                 | <b>335</b> |

## 1 Предисловие

Учебное пособие посвящено изложению основных принципов построения спутниковых навигационных систем, формированию требований со стороны потребителей системы, описанию наземного и космических сегментов, описанию методов решения навигационных задач.

За основу принята российская спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Однако обсуждаются и вопросы совместного применения спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS и будущей системы Galileo. Рассматриваются различные дополнения: локальная дифференциальная коррекция и широкозонные дифференциальные подсистемы WAAS/MSAS/EGNOS. Представлены характеристики навигационных систем.

Приводятся различные навигационные алгоритмы и полученные на их основе результаты решения практических задач. Представлено описание пакета программ "Спутниковая навигация". Данное программное обеспечение написано на языке программирования Matlab, который фактически является стандартом при решении технических и научных проблем. Пакет "Спутниковая навигация" включает в себя ряд подпрограмм, на основе которых пользователь сможет не только изучить программную сторону реализации навигационных алгоритмов, но и сконструировать новый навигационный алгоритм, провести расчеты по выбору новой орбитальной группировки и т.д.

Учебное пособие предназначено для студентов и аспирантов системотехнических специальностей, но может быть полезна также для преподавателей вузов и широкого круга специалистов, интересующихся вопросами проектирования и эффективного использования спутниковых систем.

## 2 Введение

Развитие отечественной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС имеет практически сорокапятилетнюю историю, начало которой положено запуском 4 октября 1957 году первого в истории человечества искусственного спутника Земли. Измерения доплеровского сдвига частоты передатчика этого спутника на пункте наблюдения с известными координатами позволили определить параметры движения этого спутника. Обратная задача была очевидной: по измерениям того же доплеровского сдвига при известных координатах спутника найти координаты пункта наблюдения.

По-видимому, первое обоснованное предложение об использовании

спутников для навигации родилось в Ленинграде еще до запуска первого спутника в коллективе, возглавляемом проф. В.С.Шебшаевичем, в Ленинградской военно-воздушной инженерной академии им.

А.Ф.Можайского в 1957г. при исследовании возможностей применения радиоастрономических методов для самолетовождения.

Научные основы низкоорбитальных навигационных спутниковых систем были существенно развиты в процессе выполнения исследований по теме "Спутник" (1958—1959 гг.), которые осуществляли ЛВВИА им.

А.Ф.Можайского, Институт теоретической астрономии АН СССР, Институт электромеханики АН СССР, два морских НИИ и Горьковский НИРФИ.

Основное внимание при этом уделялось вопросам повышения точности навигационных определений, обеспечения глобальности, круглосуточного применения и независимости от погодных условий.

Проведенные работы позволили перейти в 1963 г. к опытно-конструкторским работам над первой отечественной низкоорбитальной системой, получившей в дальнейшем название "Цикада". В создании этой системы приняли участие Научно-производственное объединение прикладной механики (НПО ПМ) — головная организация по системе в целом и по разработке навигационных спутников; Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) — головная организация по радиотехническому комплексу системы, разработке бортовой космической и наземной радиотехнической аппаратуры, а также бортовой аппаратуры морских судов; Российский институт радионавигации и времени (РИРВ) — разработчик бортовой космической аппаратуры синхронизации и навигационной аппаратуры ряда типов морских судов, а также другие предприятия космической, радиотехнической и судостроительной отраслей промышленности СССР.

Полномасштабные работы по созданию отечественной навигационной спутниковой системы были развернуты в середине 60-х годов, а в 1967г. был выведен на орбиту первый навигационный отечественный спутник "Космос-192". Спутник и ракета-носитель были разработаны и изготовлены в НПО ПМ.

Навигационный спутник обеспечивал непрерывное в течение всего времени активного существования излучение радионавигационного сигнала на частотах 150 и 400 МГц. Среднеквадратическая ошибка местоопределения по этому спутнику составляла 250-300 м.

В 1979 г. была сдана в эксплуатацию навигационная система "Цикада" в составе четырех навигационных спутников, выведенных на круговые орбиты высотой 1000 км, наклоном  $83^\circ$  и равномерным распределением плоскостей орбит вдоль экватора. Она позволяла потребителю в среднем через каждые полтора-два часа входить в радиокontakt с одним из спутников и определять плановые координаты своего места при продолжительности навигационного сеанса до 5-6 мин.

В ходе испытаний было установлено, что основной вклад в погрешность

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

Была отработана специальная схема проведения измерений параметров орбит средствами наземно-комплексного управления, разработаны методики прогнозирования, учитывающие все гармоники в разложении геопотенциала. Большой вклад в повышение точности эфемерид навигационных спутников внесли результаты работ по программе геодезических и геофизических исследований с помощью специальных геодезических спутников "Космос-842" и "Космос-911", которые были выведены на навигационные орбиты. Это позволило уточнить координаты измерительных средств и вычислить коэффициенты согласующей модели геопотенциала, предназначенной специально для определения и прогнозирования параметров навигационных орбит. В результате точность передаваемых в составе навигационного сигнала собственных эфемерид была повышена практически на порядок.

Для оснащения широкого класса морских потребителей разработаны и серийно изготавливаются комплектации приемоиндикаторной аппаратуры "Шхуна" и "Челн". Последняя имеет возможность работы и по спутникам американской радионавигационной системы "Транзит".

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

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

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

Выполнить требования всех указанных классов потребителей низкоорбитальные системы в силу принципов, заложенных в основу их построения, не могли. Перспективная спутниковая навигационная система



должна была обеспечить потребителю в любой момент времени возможность определять три пространственные координаты, вектор скорости и точное время. Для получения потребителями трех пространственных координат беззапросным методом требуется проведение измерений навигационного параметра не менее чем до четырех спутников, при этом одновременно с тремя координатами местоположения может быть определено и расхождение собственных часов относительно шкалы времени спутниковой системы. Исходя из необходимости обеспечения в любой момент времени одновременной радиовидимости потребителями, находящимися в любой точке Земли, не менее четырех спутников при минимальной общем их количестве в системе, была выбрана структура спутниковой системы. Высота орбиты навигационных спутников составила 20 тыс. км. Дальнейшее увеличение высоты не ведет к расширению зоны радиобзора, а, следовательно, и к уменьшению необходимого количества спутников в системе. Для гарантированной видимости потребителем не менее четырех спутников, их количество в системе должно составлять 18, однако оно было увеличено до 24 с целью повышения точности определения собственных координат и скорости потребителя путем предоставления ему возможности выбора из числа видимых спутников четверки, обеспечивающей наивысшую точность.

Одной из центральных проблем создания спутниковой системы, обеспечивающей беззапросные навигационные определения одновременно по 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  $10^{-13}$  и наземного водородного стандарта с относительной нестабильностью  $10^{-14}$ , а также создания наземных средств сличения шкал с погрешностью 3-5 нс.

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

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

Достижение необходимой точности эфемерид навигационных спутников

потребовало проведения большого объема работ по учету факторов второго порядка малости, таких как световое давление, неравномерность вращения Земли и движение ее полюсов, а также исключение действия на спутник в полете реактивных сил, вызванных негерметичностью двигательных установок и газоотделением материалов покрытий.

Для экспериментального определения параметров геопотенциала на орбиты навигационных спутников были запущены два пассивных спутника "Эталон" ("Космос-1989" и "Космос-2024"), предназначенных для измерения параметров их движения высокоточными квантово-оптическими измерительными средствами. Благодаря этим работам достигнутая в настоящее время точность эфемерид навигационных спутников при прогнозе на 30 ч составляет: вдоль орбиты - 20 м; по бинормали к орбите - 10 м; по высоте - 5 м.

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

В 1995 г. было завершено развертывание системы до ее штатного состава в 24 спутника. В настоящее время предпринимаются большие усилия по поддержанию группировки.

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

Можно выделить следующие этапы развития системы ГЛОНАСС:

Этап 1. 1983 – 1985. Летно-космические испытания. Состав созвездия - 4 – 6 спутников.

Этап 2. 1986 – 1995. Состав созвездия - 12 спутников. Завершение летных испытаний.

Этап 3. 1995. Полное развертывание созвездия в составе 24 спутников.

Этап 4. 1996 – 1998. Созвездие не пополняется.

Этап 5. 1998 – 2001. Пополнение созвездия ограничивается запуском одного спутника в год.

Этап 6. 2002 – 2011. Модернизация и развитие ГЛОНАСС на основе федеральной целевой программы.

Хотя первоначально назначение системы ГЛОНАСС сводилось к обеспечению непрерывной глобальной навигационно-временной поддержке неограниченного числа российских военных потребителей на Земле, в воздухе, на море и в космосе, распоряжением Президента РФ от 18 февраля 1999 года система ГЛОНАСС была определена как система двойного назначения. Тем самым было утверждено, что система ГЛОНАСС предназначена как для нужд МО РФ, так и для гражданских потребителей. При этом важно подчеркнуть, что использование гражданского сигнала

производится бесплатно, технические характеристики сигнала доступны для пользователей и отраслей промышленности, отсутствует режим селективного доступа для использования гражданского сигнала.

Сегодня система ГЛОНАСС открыта для международного сотрудничества. Она представлена как основа для формирования международной навигационной спутниковой системы.

Федеральная целевая программа на 2002-2011 г.г. была утверждена Правительством РФ в августе 2001 года. Координатором федеральной целевой программы является Росавиакосмос. Был образован Координационный совет федеральной целевой программы, включающий Государственных заказчиков программы: Росавиакосмос, Министерство обороны РФ, Министерство транспорта, Российское агентство по системам управления, Министерство промышленности, науки и технологий, Роскартографию.

В рассматриваемый период времени в США также проведены интенсивные разработки по созданию навигационных спутниковых систем. В 1958 г. в рамках создания первого поколения атомных ракетных подводных лодок "Полярис" была создана система "Транзит" (аналог системы "Цикада"), введенная в строй в 1964 г.

В начале 70-х годов начаты работы по созданию навигационной спутниковой системы GPS "Навстар" (аналога отечественной системы ГЛОНАСС). Спутниковая радионавигационная система GPS была полностью развернута в 1993 г.

### **3 Структура спутниковых навигационных систем**

В данном разделе приводятся данные о требованиях, предъявляемых к спутниковым навигационным системам, ее основных подсистемах и способах их взаимодействия.

#### **3.1 Требования к спутниковым навигационным системам**

До последнего времени создание спутниковых навигационных осуществлялось в соответствии с требованиями, определяемыми их первоначальным целевым назначением. Общими при этом были качественные требования глобальности, независимости от гидрометеорологических условий, подстилающей поверхности, рельефа местности, 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.

Однако использование спутниковых систем в интересах местоопределения и

навигации гражданских объектов (самолетов и вертолетов, морских и речных судов, автомобилей, топопривязчиков и др.) выдвигает и новые более высокие 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).

Требования к точностным характеристикам, таким как среднеквадратические ошибки определения навигационных параметров, показателям надежности навигационного обеспечения и др., следующие:

- **доступность** (готовность), мерой которой является вероятность работоспособности навигационных систем перед выполнением той или иной задачи и в процессе ее выполнения;
- **целостность**, мерой которой является вероятность выявления отказа в течение времени, равного заданному или менее;
- **непрерывность обслуживания**, мерой которой служит вероятность работоспособности системы в течение наиболее ответственных отрезков времени движения (выполнения задачи).

Требования к навигационному обеспечению различных гражданских объектов впервые в нашей стране сформулированы, обобщены и приведены в Российском радионавигационном плане, подготовленном с участием специалистов заинтересованных ведомств и служб. Они учитывают также положения документов таких международных организаций, как ИКАО (Международная организация гражданской авиации), ИМО (Международная морская организация), а также ряда национальных радионавигационных планов других стран, например, США.

### **Требования к навигационному обеспечению воздушных судов**

Эти требования определяются в первую очередь необходимостью обеспечения безопасности полетов воздушных судов в условиях сложившейся структуры деления воздушного пространства. В соответствии с этим рассматриваются различные этапы полета: по трассам, воздушным линиям, в аэродромной или аэроузловой зоне, взлет, заход на посадку и посадка, пробег по взлетно-посадочной полосе и руление по рулежным дорожкам.

В табл.1.1 приведены требуемые средние квадратические отклонения определения плановых координат и высоты полета воздушных судов (абсолютной — по трассам и местным линиям, геометрической — при заходе на посадку).

Требуемые показатели даны для основных решаемых задач, таких как маршрутный и специальный полеты, полет в зоне аэродрома, заход на посадку. Для захода на посадку по категориям ИКАО указаны высоты над взлетно-посадочной полосой, на которых должна осуществляться проверка

точностных характеристик.

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 единице.

Требования к целостности для маршрутных полетов, полетов в зоне аэродрома и некатегорированному заходу на посадку составляют 0.999 при допустимом времени предупреждения соответственно 10, 10 и 2 с, а для захода на посадку и посадки по I, II и III категориям ИКАО — 0.999999, 0.9999999 и 0.999999995 при допустимом времени предупреждения не более 1 с.

Таблица 1.1. Требования к точности определения координат и высоты полета воздушного судна

| Решаемые задачи   | Зоны полета                             | Точность определения (СКО), м |           |
|---|---|-------------------------------|-----------|
|   |   | координат                     | высоты    |
| 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     |
|   | II категории                            | 250                           | 30-40     |
| Полет в зоне аэродрома  | —                                       | 200                           | —         |
| Специальные полеты (разведка полезных ископаемых, поиск и спасение и др.)                                 | —                                       | 1-10                          | —         |
| Некатегорированный заход на посадку   | —                                       | 50                            | —         |
| Заход на посадку:<br>по I категории, $H=30$ м<br>по II категории, $H=15$ м<br>по III категории, $H=2.4$ м | —                                       | 4.5-8.5                       | 1.5 ... 2 |
|   |   | 2.3-2.6                       | 0.7-0.85  |
|   |   | 2.0                           | 0.2-0.3   |

В табл. 1.2. приведены несколько иные требования, основанные на концепции требуемых навигационных характеристик, развиваемой ИКАО. Эти требования приводятся лишь для иллюстрации подходов и возможных уровней значений.

Таблица 1.2. Требования к точности выдерживания траектории захода на посадку

| Категория | Туннель    | Вероятность решения задачи | Границы уклонений, м |              | Высота Н, м, более |
|-----------|------------|----------------------------|----------------------|--------------|--------------------|
|           |            |                            | боковых              | вертикальных |                    |
| I         | Внутренний | 0.95                       | ± 40                 | ±12          | 60                 |
|           | Внешний    | $(1...3.3) \cdot 10^{-7}$  | ± 121                | ±37          | 60                 |
| II        | Внутренний | 0.95                       | ±21                  | ±4,6         | 30                 |
|           | Внешний    | $(1...3.3) \cdot 10^{-8}$  | ±64                  | ±14          | 30                 |
| III       | Внутренний | 0.95                       | ±15                  | ±1,5         | 15                 |
|           | Внешний    | $(1...1.5) \cdot 10^{-9}$  | ±46                  | ±4,6         | 15                 |

Требования к точности боковых и вертикальных уклонений при категорированных заходах на посадку представляются в виде границ внешнего и внутреннего "туннелей", внутри которых должен оставаться снижающийся по глиссаде самолет с заданными вероятностями.

Границы "туннелей" представляют собой предельные значения суммы погрешностей определения координат (в боковом канале) и высоты, а также соответствующих ошибок управления. Сравнение численных значений, приведенных в табл. 1.1 и 1.2, показывает, что они не противоречат одно другому.

В табл. 1.3 даны значения надежностных характеристик захода на посадку по категориям ИКАО, уровни которых однако соответствуют приведенным выше.

Таблица 1.3. Требования к надежности при заходе на посадку по категориям ИКАО

| Категория | Доступность | Целостность                              | Непрерывность   | Высота Н, м, более |
|-----------|-------------|--|---|--------------------|
| I         | 0.9975      | $T < 6 \text{ с}$<br>$(1...3.3) 10^{-7}$ | $1 \cdot 10^{-5}$ в течение 15 с<br>$1 \cdot 10^{-4}$ в течение 150 с     | 60                 |
| II        | 0.9985      | $T < 2 \text{ с}$<br>$(1...3.3) 10^{-8}$ | $(1...1.5) 10^{-6}$ в течение 15 с<br>$(1...1.4) 10^{-5}$ в течение 165 с | 30                 |
| III       | 0.999       | $T < 1 \text{ с}$<br>$(1...1.5) 10^{-9}$ | $(1...4) 10^{-6}$ в течение 30 с  | 15                 |

Требования, приведенные в таблицах 1.1—1.3, относятся к точности и надежности определения координат на различных этапах полета воздушного судна. Свершенствование процедур и методов управления полетом может привести к обоснованию и формулировке требований к точности определения составляющих скорости и, возможно, времени. Это, в частности, относится к разработке и использованию алгоритмов управления движением конфликтующих воздушных судов в задаче предотвращения столкновений воздушных судов в воздухе, а также в задаче предупреждения столкновений воздушных судов с наземными объектами и для обеспечения более комфортных условий посадки.

### Требования к навигационному обеспечению морских судов

Требования к навигационному обеспечению морских судов вытекают из необходимости обеспечения безопасности и экономичности плавания, которые зависят от районов и этапов судовождения: открытое море (океан); прибрежные зоны (на удалении менее 50 миль от берега); узкости, входы в порты и гавани; акватории 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 акваториях портов определяются соответствующими национальными администрациями. В табл. 1.4 приведены обобщенные требования к навигационному обеспечению морских судов.

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

| Решаемая задача   | Погрешность определения (СКО), м | Доступность      | Целостность* |
|---|----------------------------------|------------------|--------------|
| Плавание в открытом море (океане)   | 1400-3700                        | 0.99             | 0.99         |
| Плавание в прибрежной зоне  | 100-60                           | 0.99 ... 0.997** | 0.99         |
| Прохождение узкостей, заходы в порты  | менее 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  | 1-5                              | 0.99             | 0.9 ... 0.99 |
| * Допустимое время предупреждения находится в пределах единиц секунд — единиц минут в зависимости от задачи и типа морского судна |                                  |                  |              |
| ** Значения 0.997 относятся к морским судам большого тоннажа  |                                  |                  |              |

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.

Велика также роль определения точного местоположения при проведении народнохозяйственных работ на шельфе, таких как геологоразведка и добыча полезных ископаемых.

Для обеспечения и экономичности движения морских судов пока не сформулированы требования к определению скорости и времени. Однако представляется, что качественное решение задачи проводки большегрузных танкеров в узкостях, посадки воздушного судна (вертолета) на палубу морских судов в условиях сильного волнения и шторма может быть осуществлено лишь при получении качественной информации о горизонтальных и вертикальной составляющих скорости морского судна. Добавим, что точная корректировка шкалы времени морских судов может позволить эффективно решать задачи обеспечения надежного опознавания, связи и т.д., а для решения задачи буксировки по морю высотных платформ для добычи полезных ископаемых может потребоваться и информация о пространственной ориентации объекта с точностью до единиц — долей угловых минут.

### **Требования к навигационному обеспечению судов речного флота**

Требования к навигационному обеспечению плавания судов по рекам и озерам могут быть определены по аналогии с требованиями к навигационному обеспечению морских судов при плавании в прибрежной зоне (СКО определения координат 100-460 м, доступность и целостность соответственно 0.99-0.997 и 0.99) и при прохождении узкостей и маневрировании в портах (СКО определения координат менее 8-20 м, доступность и целостность соответственно 0.99-0.997 и 0.99). Для речных судов помимо определения точного местоположения важно иметь и базу данных с цифровым описанием фарватера и различного рода препятствий, отмелей, порогов, рифов и т.д.

### **Требования к навигационному обеспечению наземных объектов**

К наземным объектам относятся автомобильный и железнодорожный транспорт, объекты геологоразведывательных подразделений, топогеодезических и землеустроительных служб. Для обычных транспортных средств требуемая точность определения координат находится в пределах единиц метров — единиц километров, причем при необходимости, например обеспечения точной ориентировки в городе, соответствующая точность равна единицам — первому десятку метров. При этом определение точного местонахождения должно комбинироваться с



использованием базы данных городской застройки.

Учитывая возможности навигационного обеспечения с помощью спутниковых систем, в качестве современного требования для автомобильного транспорта следует считать СКО определения местонахождения, равную 10-50 м.

Требования геологоразведки и добычи полезных ископаемых, а также привязки наземных радиосредств составляют 1-5 м, а необходимая СКО проведения топогеодезических и землеустроительных работ — 0.01-5 м. С учетом условий, при которых используются наземные средства, специальные требования к определению скорости, как правило, не выдвигаются.

Однако ряд служб и систем нуждаются в едином точном времени. Такая необходимость возникает при управлении разнесенными в пространстве объектами; при испытаниях, синхронизации систем связи, опознавания; проведении тонких научных исследований и т.д.

Требуемая точность может составить десятки (и даже единицы) наносекунд. При строительстве и топогеодезических работах в ряде случаев также требуется информация о пространственной ориентации объектов в условиях ограниченной видимости с СКО до единиц — долей угловых минут.

### **Требования к навигационному обеспечению космических средств**

Точность навигационного обеспечения космических средств колеблется в широком диапазоне и зависит от характера космической миссии. Она может быть задана на уровне 300-3000 м при доступности 0.95-0.997, но может достигать и нескольких десятков (и возможно, единиц) метров при решении, например, задачи экстренной посадки на наземный аэродром в условиях категорий ИКАО (см. табл. 1.1). Достаточно высокие требования предъявляются к точности определения скорости (на уровне нескольких сантиметров в секунду), которая необходима, в частности, при сближении и стыковке космических средств.

## **3.2 Общая структура спутниковых систем**

Структура, способы функционирования и характеристики спутниковых навигационных систем зависят от требуемого качества навигационного обеспечения. Для достижения таких важнейших качеств, как непрерывность и высокая точность навигационных определений, в составе современных спутниковых навигационных систем (типа [ГЛОНАСС](#) и [GPS](#)) функционируют три сегмента (рис. 1.1):

- космический сегмент, состоящий из навигационных спутников (НС);
- наземный сегмент контроля и управления;
- сегмент потребителей, включающий аппаратуру потребителей.

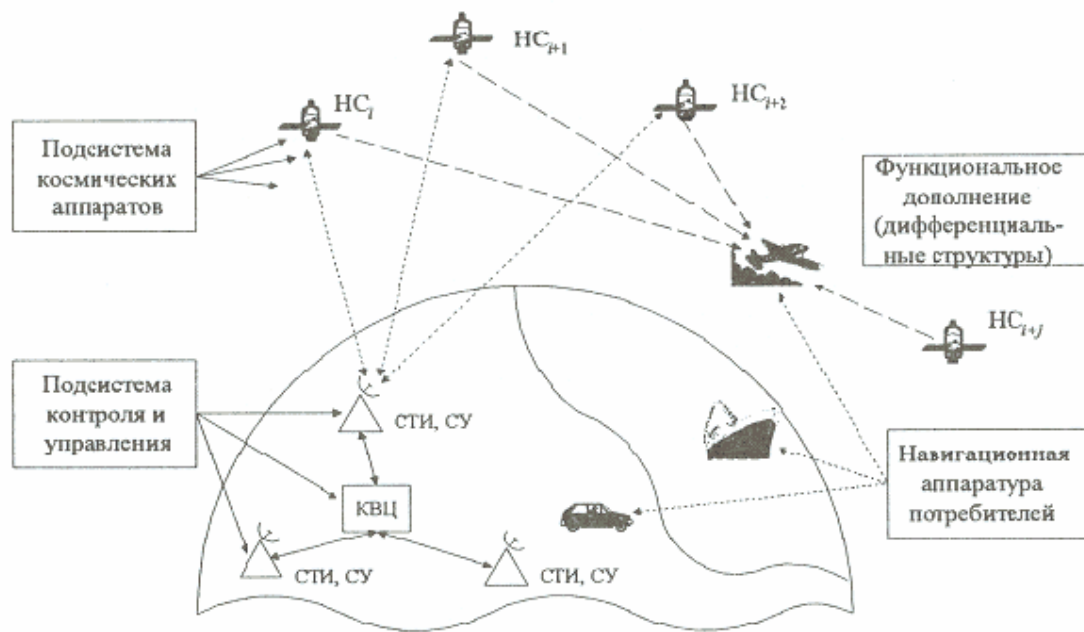


Рис. 1.1. Глобальная спутниковая навигационная система.

Разнообразие существующей аппаратуры потребителей обеспечивает потребности наземных, морских, авиационных и космических (в пределах ближнего космоса) потребителей.

Основной операцией, выполняемой с помощью указанных выше сегментов, является определение пространственных координат местоположения потребителей и времени. Эта операция осуществляется непосредственно в аппаратуре потребителя, для чего используется позиционный способ определения местоположения потребителей на основе беззапросных (пассивных) дальномерных измерений по сигналам нескольких навигационных спутников с известными координатами.

Использование беззапросных измерений обеспечило возможность достижения неограниченной пропускной способности спутниковых навигационных систем.

Высокая точность определения местоположения потребителей обусловлена многими факторами, включая взаимное расположение спутников и параметры их навигационных сигналов. Структура космического сегмента обеспечивает для потребителя постоянную видимость требуемого числа спутников.

В настоящее время считается целесообразным введение в состав спутниковых навигационных систем региональных дополнительных систем, обеспечивающих реализацию наиболее строгих требований потребителей. Эти структуры позволяют существенно повысить точность обсерваций, обнаруживать и идентифицировать нарушения в режимах работы системы, недопустимое ухудшение качества ее функционирования и своевременно предупреждать об этом потребителей, то есть они могут осуществлять

контроль целостности системы и поддерживать режим дифференциальных измерений.

### 3.3 Космический сегмент

Космический сегмент состоит из определенного числа навигационных спутников.

Основные функции навигационного спутника - формирование и излучение радиосигналов, необходимых для навигационных определений потребителей и контроля бортовых систем спутника. С этой целью в состав аппаратуры спутника входят радиотехническое оборудование (передатчики навигационных сигналов и телеметрической информации, приемники данных и команд от наземного сегмента, антенны, блоки ориентации), бортовой компьютер, бортовой эталон времени и частоты, солнечные батареи и др. Бортовые эталоны времени и частоты обеспечивают практически синхронное излучение навигационных сигналов всеми спутниками, что необходимо для реализации режима пассивных дальномерных измерений в аппаратуре потребителей.

Навигационные сигналы спутников содержат дальномерные компоненты и компоненты служебных сообщений. Первые используют для определения в аппаратуре потребителей навигационных параметров (дальности, ее производных и т.д.), вторые — для передачи потребителям координат спутников, векторов их скоростей, времени и др. Основная часть служебных сообщений спутника готовится в наземном командно-измерительном комплексе и передается по радиолинии на борт спутника. И только небольшая их часть формируется непосредственно бортовой аппаратурой. Дальномерные компоненты навигационных сигналов содержат две составляющие, отличающиеся обеспечиваемой ими точностью навигационных определений (стандартной и более высокой). В аппаратуре гражданских потребителей обрабатывается сигнал стандартной точности. Для использования сигнала высокой точности требуется санкция военных органов.

Выбор состава и конфигурации орбитальной группировки навигационной системы может обеспечить заданную рабочую зону, возможность реализации различных методов навигационно-временных определений, непрерывность и точность навигационного обеспечения и т.д. Например, увеличение высоты полета примерно до 20 000 км позволяет принимать сигналы каждого навигационного спутника на значительных территориях (приблизительно на половине поверхности Земли). И тогда несколько спутников, расположенных на определенных орбитах, могут формировать сплошное, с точки зрения наземного и авиационного потребителя, навигационное поле (глобальную рабочую зону).

### 3.4 Наземный сегмент контроля и управления

Наземный сегмент контроля и управления представляет собой комплекс наземных средств (командно-измерительный комплекс), которые обеспечивают наблюдение и контроль за траекториями движения спутников, качеством функционирования их аппаратуры; управление режимами ее работы и параметрами спутниковых радиосигналов, составом, объемом и дискретностью передаваемой со спутников навигационной информации, стабильностью бортовой шкалы времени и др.

Обычно командно-измерительный комплекс состоит из координационно-вычислительного центра, станций траекторных измерений и управления, системного (наземного) эталона времени и частоты.

Периодически при пролете навигационного спутника в зоне видимости наземных станций, происходит наблюдение за спутником, что позволяет определять и прогнозировать координатную и другую необходимую информацию. Затем эти данные закладывают в память бортового компьютера и передают потребителям в служебном сообщении в виде кадров соответствующего формата.

Синхронизация различных процессов в спутниковой системе обеспечивается с помощью высокостабильного (атомного) системного эталона времени и частоты, который используется, в частности, в процессе юстировки бортовых эталонов времени и частоты навигационных спутников.

### 3.5 Навигационная аппаратура потребителей

Аппаратура потребителей, состоящая из радиоприемника и вычислителя, предназначена для приема и обработки навигационных сигналов спутников с целью определения необходимой потребителям информации (пространственно-временных координат, направления и скорости, пространственной ориентации и т.п.).

Пространственное положение потребителя обычно определяется в навигационном приемнике в два этапа: сначала определяются текущие координаты спутников и первичные навигационные параметры (дальность и ее производные), а затем рассчитываются географическая широта, долгота, высота потребителя и др.

Сравнение текущих координат потребителей с координатами выбранных навигационных точек (точек маршрута, реперов и т. п.) позволяет сформировать в аппаратуре потребителей сигналы для управления различными транспортными средствами. Вектор скорости потребителя вычисляют путем обработки результатов измерений доплеровских сдвигов частоты сигналов навигационного спутника с учетом известного вектора скорости спутника. Для нахождения пространственной ориентации потребителя в навигационном приемнике осуществляются разностные измерения с использованием специальных антенных решеток.

### 3.6 Взаимодействие сегментов спутниковой навигационной системы

Способ функционирования современных спутниковых систем позволяет отнести их к радиомаячным навигационным средствам. Однако необходимость постоянного определения текущих координат навигационных спутников, выбора из них видимых потребителю и рабочего созвездия исправных спутников существенно отличает спутниковые системы от традиционных радиомаячных, в которых координаты радиомаяков известны и постоянны. Непрерывное нахождение текущих координат навигационных спутников, движущихся с большими изменяющимися во времени скоростями, представляет собой сложную задачу.

Координаты навигационных спутников могут быть определены, в общем случае, как на земле, так и непосредственно на спутнике. В настоящее время пока используется первый подход. Это связано с тем, что существуют хорошо апробированные на практике методы и средства решения этой проблемы в наземных условиях.

В современных спутниковых системах управление спутниками осуществляется с ограниченных территорий и, следовательно, не обеспечивается постоянное взаимодействие со спутниками. В связи с этим выделяют два этапа решения этой задачи. На первом этапе измеряют координаты спутников в процессе их пролета в зоне видимости наземных станций и вычисляют параметры их орбит. Эти данные прогнозируются на фиксированные (опорные) моменты времени, например на середину каждого получасового интервала предстоящих суток, до выработки следующего прогноза. Спрогнозированные координаты и их производные (*эфемериды*) передаются на спутник, а затем в виде навигационного (служебного) сообщения, соответствующего указанным моментам времени, потребителям. На втором этапе в аппаратуре потребителя по этим данным осуществляется последующее прогнозирование координат навигационных спутников, т.е. вычисляются текущие координаты спутников в интервалах между опорными точками траектории. Процедуры первичного и вторичного прогнозирования координат проводят с учетом известных закономерностей движения спутников.

Заметим, что в навигационное сообщение закладывается также *альманах* — набор справочных сведений о всей сети навигационных спутников, в том числе их загрубленные эфемериды, которые обычно используются для определения видимых потребителю спутников и выбора рабочего созвездия, обеспечивающего высокое качество навигационного обеспечения. Темп обновления точной эфемеридной информации значительно выше, поэтому ее часто называют оперативной информацией в отличие от долговременной информации в альманахе.

## 4 Шкалы времени

В данном разделе рассматриваются единицы мер времени, различные системы отсчета времени. Обсуждается вопрос синхронизации шкал времени, используемых в навигационной спутниковой системе.

### 4.1 Единицы мер времени

Приведем основные понятия, относящиеся к единицам мер времени, которые используют для временной привязки сигналов навигационной спутниковой системы, определения пространственного положения навигационного спутника.

Основной астрономической единицей времени являются *сутки* (86 400с) — интервал времени, за который Земля делает один полный оборот вокруг своей оси относительно какой-либо фиксированной точки отсчета на небесной сфере для наблюдателя, расположенного на одном и том же меридиане. В зависимости от выбранной точки отсчета (точка весеннего равноденствия, центр видимого диска Солнца, "среднего Солнца" и т. д.) сутки отличаются по длительности и имеют разное название.

*Звездные сутки*  $T_3$  (звездный период обращения Земли) отсчитываются между двумя последовательными верхними положениями (кульминациями) точки весеннего равноденствия.

Интервал времени от момента верхней кульминации этой точки, выраженный в долях  $T_3$ , называют *звездным временем*. Обычно время, измеренное на данном меридиане, называется *местным временем данного меридиана*, т. е. *местным звездным временем меридиана*. Местное звездное время  $S$  измеряется часовым углом  $t$  точки весеннего равноденствия у (точки Весны или точки Овна) относительно местного небесного меридиана. Часовой угол аналогичен географической долготе, отсчитывается от небесного меридиана наблюдателя по часовой стрелке и измеряется в часовой мере — часах, минутах, секундах.

Местное звездное время, измеренное на Гринвичском меридиане, называется обычно *гринвичским звездным временем*.

Звездное время можно выразить и в угловых значениях с учетом того, что за 1 ч Земля поворачивается на  $15^\circ$ , например местному звездному времени  $S = 2$  ч 3 мин 1 с соответствует угол, равный  $30^\circ 45' 15''$ .

Для точных расчетов следует учитывать также, что ось вращения Земли Небесный экватор совершает медленное периодическое колебательное движение, состоящее из *прецессии* (движение по конусу) и *нутаций* (небольшие колебания) оси. Из-за прецессии и нутаций точка Весны перемещается. Если учитывается только прецессионное движение, то получают среднее (равномерное) звездное время и средние звездные сутки. Если же учитывается и нутация, то получается истинное звездное время.

*Истинные солнечные сутки*  $T_{И}$  отсчитывают по нижним кульминациям центра видимого диска Солнца ("истинного Солнца"). Из-за неравномерности движения Земли по орбите и непараллельности осей ее суточного и годового вращения  $T_{И}$  непостоянно, поэтому в повседневной жизни за основную единицу времени принимают *средние солнечные сутки*  $T_{ср}$ , которые отсчитываются по нижним кульминациям "среднего Солнца" — гипотетической точки, рассчитанной в предположении ее равномерного движения по орбите. "Среднее Солнце" совершает один полный оборот по небесному экватору за такое же время, как и настоящее Солнце по эклиптике, и проходит точку весеннего равноденствия одновременно с Солнцем. Интервал времени от момента нижней кульминации "среднего Солнца", выраженный в долях  $T_{ср}$ , называется *средним солнечным временем* или *средним временем*. *Местное среднее время* измеряется часовым углом "среднего Солнца" относительно местного меридиана, увеличенным на 12 ч. Значение  $T_{СР}$  соответствует среднему значению  $T_{И}$  за год. Подсчитано, что 24 ч звездного времени равны примерно 23 ч 56 мин 4,091 с среднего времени, то есть  $T_3 = 86\,164,091$  с среднего времени. Из-за неравномерности суточного вращения Земли звездные и солнечные сутки незначительно изменяются. Для точных расчетов введено равномерно текущее время — *эфемеридное (предвычисленное) время*  $ET$ , где единица меры времени — *эфемеридная секунда*, рассчитывается как  $1/86400$  доля средней продолжительности времени в определенный день 1900 г. Создание сверхстабильных атомных эталонов частоты (времени) позволило перейти к *неастрономическому способу* измерения времени и ввести искусственную единицу меры времени, не зависящую от особенностей вращения Земли, — *атомную секунду*, близкую к эфемеридной. Атомная секунда принята в качестве единицы измерения времени XIII Генеральной конференцией по мерам и весам в 1967 г. Атомная секунда является основой шкалы атомного времени (ТАИ) и принята в настоящее время за единицу времени в системе СИ (вместо эфемеридной секунды).

## 4.2 Системы отсчета времени, используемые в НСС

### 1. Атомное время

Эта система отсчета используется с 1955 года, поскольку в это время был создан высокостабильный стандарт частоты, основанный на измерении, возникающем при квантовых переходах внутри атома.

Нестабильность атомной шкалы составляет величину порядка  $1 \cdot 10^{-11}$  с и не зависит от нерегулярности вращения Земли. В соответствии с решением Международной комиссии в этой временной шкале в качестве единицы измерения времени используется так называемая атомная секунда, которая представляет собой 9192631770 периодов колебаний, возникающих при квантовом переходе между уровнями  $f=4, M=0$  и  $F=3, M=0$  основного состояния атома Цезия-133.

Атомная секунда принята в качестве единицы измерения времени в Международной системе SI. IERS формирует шкалу TAI путем определения атомных шкал различных стран мира.

## 2. Юлианский период

Эта шкала используется, начиная с XVI века, она охватывает 7980 лет и начинается с так называемого гринвичского полудня, т.е. 12 часов UT на Гринвичском меридиане, 1 января 4713 от Рождества Христова.

Юлианский день равен 86400 с шкалы S1; 36525 юлианских дней равны юлианскому столетию. Так называемая стандартная эпоха J2000.0 соответствует юлианской дате JD 2452545.0; календарная дата стандартной эпохи - полдень 2 января 2000 года.

Стандартная эпоха J 2000.0 отделяется одним юлианским столетием от фундаментальной J 1900, которая была принята ранее.

Календарное столетие короче юлианского на один день вследствие нерегулярности вращения Земли. Используя юлианскую шкалу, часто решают задачу определения числа дней " $d$ " между двумя календарными датами  $t_1$  и  $t_2$  ( $t_1 < t_2$ ) для перехода между двумя различными шкалами:

$$d = JD(t_2) - JD(t_1)$$

## 3. Универсальное (Всемирное) время UT

UT - среднее солнечное время на Гринвичском меридиане. Оно используется для фиксации момента наблюдения небесных тел или ИСЗ. Поскольку шкала UT связана с вращением Земли, она неравномерна вследствие нерегулярностей в земном вращении.

В настоящее время существуют следующие шкалы UT:

UT0 - шкала времени, которая определяется так называемым мгновенным положением Гринвичского меридиана (мгновенным положением полюса Земли). Это положение определяется ежедневно путем астрономических наблюдений.

UT1 - шкала времени, которая связана со средним положением Гринвичского меридиана. Шкала UT1 может быть получена путем коррекции шкалы UT0 на величину  $\Delta\lambda$ , вызванной движением полюсов Земли.

$$UT1 = UT0 + \Delta\lambda$$

Величина коррекции  $\Delta\lambda$  зависит от мгновенных координат полюса  $X_p$  и  $Y_p$ , которые определяются относительно так называемого Международного условного начала (МУН) следующим образом:

$$\Delta\lambda = -x \cdot \sin \lambda + y \cdot \cos \lambda \cdot \operatorname{tg} \varphi$$

где  $\lambda$  и  $\varphi$  - долгота и широта точки наблюдения.

UT2 - шкала времени, связанная с так называемым средним Гринвичским меридианом, т.е. свободная от перечисленных сезонных вращений угловой скорости вращения Земли.



*UTR* - шкала времени, свободная от влияния корректирующих океанических приливов и приливов в твердом теле Земли.

*UTC* (Координированное Универсальное время) - всемирно скоординированная универсальная шкала. Фактически UTC - атомная шкала TAI, т.к. разница между датами одного и того же события, определенного по шкале UTC и TAI, выражается целым числом единиц с учетом того обстоятельства, что эта разница не может быть больше 0.9 с. Такое условие обеспечивается периодической коррекцией шкалы UTC путем прибавления положительной секунды или путем пропуска отрицательной секунды. В частности, 1 января 1990 года было установлено, что TAI-UTC равняется +25 с.

#### 4. *ZT* (Зональное время)

Для практических целей используется так называемая зональная временная шкала:

$$ZT = UTC + \Delta Z$$

Гринвичская зона имеет номер, равный нулю.

#### 5. *TDT* (Земное динамическое время)

Эта шкала представляет собой независимую переменную уравнений Ньютоновской механики движения небесных тел. Эта шкала называется также эфемеридным временем (название "Земное динамическое время" принято в 1986 году).

На практике очень удобно определять TDT, используя TAI, следующим образом:

$$TDT = TAI + 32.184 \text{ с}$$

или, используя шкалу:

$$\begin{aligned} TAI - UTC &= \Delta UT1, \\ TDT &= (UTC + \Delta UT1) + \Delta T(A), \end{aligned}$$

где

$$\Delta T(A) = TDT - UT1$$

Связь между  $\Delta UT1$  и  $\Delta T(A)$  публикуется в бюллетене IERS серии В.

#### 6. *TDB* (Барицентрическое земное динамическое время)

Шкала TDB представляет собой независимую переменную в уравнении гравитационной теории движения небесных тел. Соотношение между TDB и TDT определяется следующим образом:

$$TDB = TDT + 0.001658(g + 0.0167 \sin g),$$

где  $g$  - средняя аномалия Земли:

$$g = (357.528 + 3599.050T)2\pi / 360,$$

где  $T$  - текущее время в юлианских столетиях, отсчитываемое от эпохи J 2000.0.

Соотношения между перечисленными выше параметрами показаны на рис. 2.1.

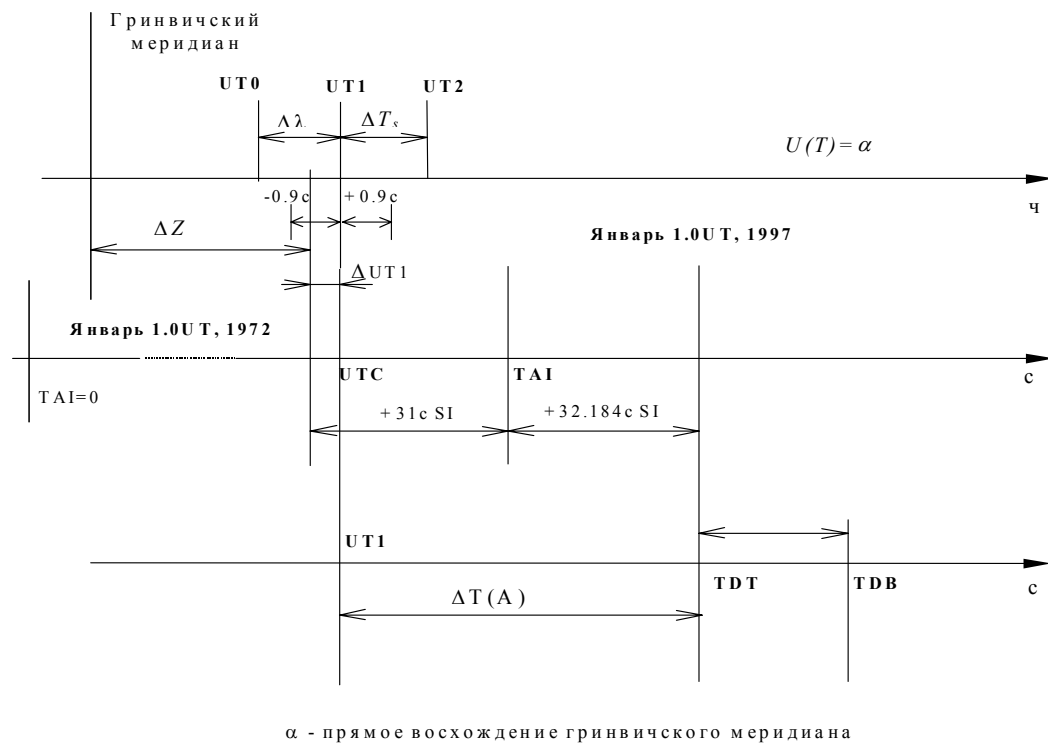


Рис. 2.1. Шкалы отсчета времени

### 4.3 Шкалы времени

Спутниковая навигационная система является пространственно-временной системой с зоной действия, охватывающей все околоземное пространство, и функционирует в собственном системном времени. Важное место в ней отводится проблеме временной синхронизации подсистем. Так, пространственно-временная привязка всех навигационных спутников определяет заданную орбитальную конфигурацию. Временная синхронизация важна и для обеспечения заданной последовательности излучения сигналов всех спутников. Она обуславливает возможность применения пассивных дальномерных (псевдодальномерных) методов измерений. При этом все подсистемы должны функционировать в единой шкале времени.

На практике реализовать это требование не реально, так как для его выполнения в каждой подсистеме необходимо использовать однотипные высокоточные эталоны времени и частоты. Поэтому в современных системах выделяются несколько шкал времени, отличающихся стабильностью: системная, бортовая и шкала времени потребителя.

Системная шкала времени непосредственно или косвенно используется для

временной привязки основных процессов во всех подсистемах. Она формируется и поддерживается наиболее стабильными датчиками времени, входящими в навигационную систему, — квантовыми системными эталонами времени и частоты наземного командно-измерительного комплекса, высокая стабильность которых обеспечивается специальными инженерно-техническими и алгоритмическими решениями. Например, при использовании системного эталона, который воспроизводит единицу системного времени с относительной погрешностью  $10^{-13}$ , уход формируемой системной шкалы времени составит 3 мкс за год.

Бортовая шкала времени спутника, к которой привязываются соответствующие навигационные сигналы, формируется квантовыми бортовыми эталонами времени и частоты. Они работают в более неблагоприятных условиях, поэтому неизбежно расхождение с системной шкалой времени.

Шкала времени потребителя наиболее нестабильна, так как формируется и поддерживается кварцевым опорным генератором, входящим в комплект аппаратуры потребителя.

Системы GPS и ГЛОНАСС обеспечивают проведение беззапросных навигационных измерений, что, в свою очередь, требует обеспечения взаимной синхронизации шкал системного времени. Для этого в системе GPS применяется шкала времени GPS Time, а в системе ГЛОНАСС – системная шкала времени ГЛОНАСС. Шкала времени GPS Time привязана к универсальному всемирному времени UTC с точностью до 1 микросекунды. Шкала времени ГЛОНАСС привязана к Государственному эталону времени UTC (SU), причем существует постоянный сдвиг на целое число часов:

$$t_{\text{ГЛОНАСС}} = \text{UTC (SU)} + 3 \text{ ч. } 00 \text{ мин.}$$

Нетрудно видеть, что время системы ГЛОНАСС является московским временем (без учета перехода на летнее время).

Между временными шкалами систем GPS и ГЛОНАСС есть еще одно существенное отличие. В соответствии с рекомендациями Службы Всемирного времени национальные шкалы времени UTC периодически корректируются для согласования с астрономической шкалой UT1 всемирного времени. Системное время ГЛОНАСС корректируется на целое число секунд одновременно с коррекцией шкалы UTC (SU). Указанная коррекция шкалы UTC (SU) осуществляется в полночь с 30 июня на 1 июля или с 31 декабря на 1 января с периодичностью, как правило, 1 раз в год либо в полтора года. О проведении плановой временной коррекции сообщается заблаговременно. Таким образом, между системным временем ГЛОНАСС и UTC (SU) не существует сдвига на целое число секунд. Подобной коррекции для системной шкалы времени GPS не проводится, в результате чего существует сдвиг между GPS Time и UTC – так называемая проблема "Leap seconds". Величина этого сдвига на апрель 2003 г. составляла 13 секунд. Методика нахождения данной величины будет приведена ниже – при рассмотрении навигационного алгоритма, использующего совместные GPS и

ГЛОНАСС измерения.

#### 4.4 Синхронизация шкал времени

Командно-измерительный комплекс обеспечивает синхронизацию шкал времени всех навигационных спутников путем их сверки и коррекции (непосредственной и алгоритмической).

##### **Синхронизация бортовых шкал времени навигационных спутников.**

Сверка шкал времени позволяет определить значение ухода бортовой шкалы относительно системной. В процессе сверки по принятым от спутника навигационным сигналам измеряется значение времени в бортовой шкале

времени на момент излучения сигнала спутником  $t_{БШВ}^{ИЗЛ}$

$$t_{БШВ} = t_{БШВ}^{ИЗЛ} + \Delta t_{РАС} + \Delta t_{Р.Э} + \Delta t_{АТ} + \Delta t_{АПП},$$

где  $\Delta t_{РАС}$  — время распространения сигнала от навигационного спутника до командно-измерительного комплекса;

$\Delta t_{Р.Э}$  — уход бортовой шкалы времени из-за релятивистских эффектов;

$\Delta t_{АТ}$  — сдвиг определяемой бортовой шкалой из-за рефракции радиоволн в атмосфере;

$\Delta t_{АПП}$  — прочие аппаратурные и методологические погрешности.

Уход бортовой шкалы времени относительно системной шкалы определяется при сравнении вычисленного и скорректированного  $t_{БШВ}$  с известным системным временем  $t_c$ .

В зависимости от процедуры нахождения величины дальности до навигационного спутника различают *пассивные* (как в системе GPS) и *активные* (в системе ГЛОНАСС) *методы сверки шкал времени*. Активный (запросный) метод более прост и позволяет получать более точные результаты, но требует установки дополнительной аппаратуры.

Коррекция бортовой шкалы производится обычно при уходе, превышающем допустимые значения. Коррекция выражается в совмещении временных интервалов в обоих шкалах (процедура фазирования) и (или) в уточнении их оцифровки (процедуры коррекции кода бортовой шкалы на целое число единиц времени). Фазирование обеспечивает точность совмещения шкал времени до десятков наносекунд.

Длительные наблюдения за расхождением этих шкал времени позволяют установить его закономерность и прогнозировать на требуемый момент времени с соответствующей точностью. Прогнозирование систематической составляющей ухода обеспечивает возможность осуществления алгоритмической коррекции бортовой шкалы времени, когда определяется

модель ухода шкалы и ее параметры, т.е. частотно-временные поправки, которые закладываются в память бортового компьютера спутника и в дальнейшем передаются потребителям совместно с эфемеридной информацией.

В современных навигационных системах, управляемых с ограниченных территорий, необходимость прогнозирования бортовой шкалы времени и ее ухода обусловлена тем, что непосредственная коррекция может производиться только эпизодически. Кроме внутрисистемной синхронизации командно-измерительный комплекс обеспечивает привязку и определение ухода системной шкалы времени относительно общепринятой системы отсчета времени, например UTC.

**Синхронизация шкалы времени потребителя.** Нахождение потребителем бортового времени навигационного спутника и соответственно системного времени осуществляется с помощью навигационных сигналов, принятых от спутника. При этом может быть реализовано несколько способов синхронизации шкалы времени потребителя, отличающихся точностью: расчет поправки к шкале времени потребителя на основе псевдодальномерных измерений; использование меток времени, передаваемых в навигационном сигнале; применение дальномерных кодов, передаваемых в навигационном сигнале спутника. Первый способ основывается на том, что информация, полученная потребителем в сигналах от спутника, используется как для расчета текущего ухода бортовой шкалы времени, так и для привязки шкалы времени потребителя к системной шкале (временной координаты потребителя  $t$ ). Этот способ наиболее широко распространен и обеспечивает точность временных измерений не хуже 1 мкс. Второй способ основывается на том, что данные о текущем спутниковом времени (метка времени спутника) и о прогнозе ухода бортовой шкалы времени в опорные моменты времени передаются потребителям в навигационном сообщении. Точность привязки в этом случае определяется неопределенностью знания дальности от спутника до потребителя. Третий способ аналогичен предыдущему и отличается в основном видом информации, используемой в сигнале навигационного спутника.

## 5 Движение навигационных спутников

В данном разделе рассматриваются модели движения навигационных спутников как без учета возмущений, так и с учетом возмущающих факторов: нецентральность гравитационного поля Земли, притяжение Луны и Солнца, сопротивление атмосферы, давление солнечного света. Приводятся различные системы координат, а также алгоритмы пересчета из одной системы координат в другую.

## 5.1 Системы координат

Прогнозировать возмущенное движение спутника можно в любой удобной системе координат. Под "удобной" понимается система координат, реализация уравнений движения в которой требует минимального времени вычислений и не имеет вырожденных случаев, ведущих к неопределенностям. К сожалению, универсальной системы координат не существует. Так, координаты наземных объектов задают в системе, связанной с земной экваториальной плоскостью, а координаты Луны и Солнца – в системе, связанной с плоскостью эклиптики. Неизбежно возникает потребность пересчета координат из одной системы в другую. Здесь мы рассмотрим системы координат, использование которых позволит решать задачу прогнозирования возмущенного движения спутника и определять его положение относительно небесных тел и объектов на Земле. На практике чаще всего используются следующие системы координат:

- Геоцентрическая экваториальная.
- Географическая (гринвичская).
- Топоцентрическая.
- Связанная орбитальная.

**Геоцентрическая экваториальная система координат  $XYZ$**  показана на рис 3.1. Ее начало находится в центре масс Земли. Базовой плоскостью является плоскость экватора в стандартную эпоху 1 января 0<sup>h</sup>00<sup>m</sup>00<sup>s</sup> 2000 года, обозначаемую как 2000.0. Главная ось направлена в точку весеннего равноденствия  $\gamma$  эпохи 2000.0. Ось  $Z$  направлена на Северный полюс мира, ось  $Y$  дополняет систему до правой. Наряду с прямоугольной системой используют сферическую, оси которой совпадают с осями геоцентрической экваториальной системы координат.

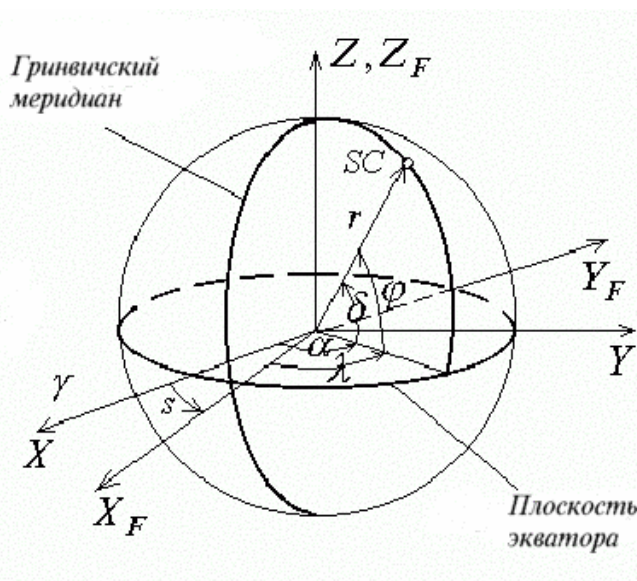


Рис 3.1. Геоцентрическая экваториальная и географическая системы координат

Декартовы координаты точки связаны с ее сферическими координатами  $\lambda$ ,  $\alpha$ ,  $\delta$  соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} x &= r \cos \delta \cos \alpha \\ y &= r \cos \delta \sin \alpha \\ z &= r \sin \delta \end{aligned} \right\}, \quad (3.1)$$

где  $r$  – расстояние от начала координат до точки ( $r > 0$ );  $\alpha$  – угол прямого восхождения, измеряемый в плоскости экватора от основной оси против движения часовой стрелки (если смотреть со стороны Северного полюса мира) до плоскости небесного меридиана, в которой находится точка ( $0 \leq \alpha < 2\pi$ );  $\delta$  – угол склонения, определяемый как угол между плоскостью экватора и направлением на точку из начала системы координат ( $0 \leq \delta < \pi/2$  в северном полушарии и  $-\pi/2 \leq \delta < 0$  в южном полушарии).

Сферические координаты  $(\lambda \ \alpha \ \delta)$  можно вычислить по декартовым  $(XYZ)$  с помощью формул:

$$\left. \begin{aligned} r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \delta &= \arcsin \frac{z}{r} \end{aligned} \right\}, \quad (3.2)$$

$$\alpha = \begin{cases} \tilde{\alpha}, & x_T \geq 0, y_T \geq 0 \\ \pi - \tilde{\alpha}, & x_T < 0, y_T \geq 0 \\ \pi + \tilde{\alpha}, & x_T < 0, y_T < 0 \\ 2\pi - \tilde{\alpha}, & x_T \geq 0, y_T < 0 \end{cases}, \quad (3.3)$$

где  $\tilde{\alpha} = \arctan|y/x|$ . При практических расчетах геоцентрическую экваториальную систему координат можно считать инерциальной системой с достаточной степенью точности.

**Географическая (гринвичская) система координат  $X_F Y_F Z_F$**  показана на рис. 3.1. Ее начало находится в центре масс Земли. Главная ось  $X_F$  расположена в плоскости экватора и проходит через гринвичский меридиан, ось  $Z_F$  совпадает с осью вращения Земли, ось  $Y_F$  дополняет систему до правой. Декартовы координаты произвольной точки выражаются через сферические  $r$ ,  $\lambda$ ,  $\varphi$  как

$$\left. \begin{aligned} x &= r \cos \varphi \cos \lambda \\ y &= r \cos \varphi \sin \lambda \\ z &= r \sin \varphi \end{aligned} \right\}, \quad (3.4)$$

где  $\varphi$  – геоцентрическая широта – угол, измеряемый в плоскости географического меридиана от плоскости экватора до вектора направления на

точку из начала координат ( $0 \leq \varphi \leq \pi/2$  если  $z_F \geq 0$ ,  $-\pi/2 \leq \varphi < 0$  если  $z_F < 0$ );  $\lambda$  – геоцентрическая долгота – угол, отсчитываемый в плоскости экватора от гринвичского меридиана против часовой стрелки (если смотреть со стороны Северного полюса) до линии пересечения плоскости экватора с перпендикулярной ему плоскостью меридиана, в которой находится точка. ( $0 \leq \lambda < 2\pi$ ). Переход декартовых координат к сферическим осуществляется с помощью формул

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{x_F^2 + y_F^2 + z_F^2} \\ \varphi &= \arcsin \frac{z_F}{r}, \quad \lambda = \arctan \frac{y_F}{x_F}, \end{aligned} \quad (3.5)$$

причем угол  $\lambda$  вычисляется по формулам (3.1), в которые вместо  $\alpha$ ,  $\tilde{\alpha}$ ,  $x$  и  $y$  следует подставить соответственно  $\lambda$ ,  $\tilde{\lambda}$ ,  $x_F$  и  $y_F$ .

В англоязычной литературе такая система носит название ECEF (Earth-Centered-Earth-Fixed).

В GPS применяется ECEF-система координат WGS-84, а в ГЛОНАСС – система координат ПЗ-90. Данные две системы схожи, а отличие между ними обычно сводится к небольшому смещению начала координат и повороту относительно оси  $OZ_F$  или  $OY_F$ , например, [141]:

$$\begin{pmatrix} X_{WGS-84} \\ Y_{WGS-84} \\ Z_{WGS-84} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 2.5 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & -1.9E-6 & 0 \\ 1.9E-6 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X_{ПЗ-90} \\ Y_{ПЗ-90} \\ Z_{ПЗ-90} \end{pmatrix} \quad (3.5a)$$

В системе ГЛОНАСС также применяется геоцентрическая прямоугольная инерциальная система координат  $XYZ$ . Отметим, что инерциальная система координат  $XYZ$  используется при расчетах альманаха спутниковой навигационной системы, а при эфемеридных расчетах используется гринвичская система координат.

**Топоцентрическая система координат  $X_T Y_T Z_T$**  показана на рис. 3.2. Центр топоцентрической системы координат находится в ожидаемом положении потребителя или некоторой заданной точке. Начала как декартовой ( $X_T Y_T Z_T$ ), так и сферической ( $D^{\lambda A}$ ) систем совпадают. Основная ось каждой системы координат лежит в плоскости местного горизонта и направлена на юг. Ось  $Z_T$  прямоугольной системы направлена по нормали к плоскости местного горизонта от Земли, ось  $Y_T$  дополняет систему до правой.



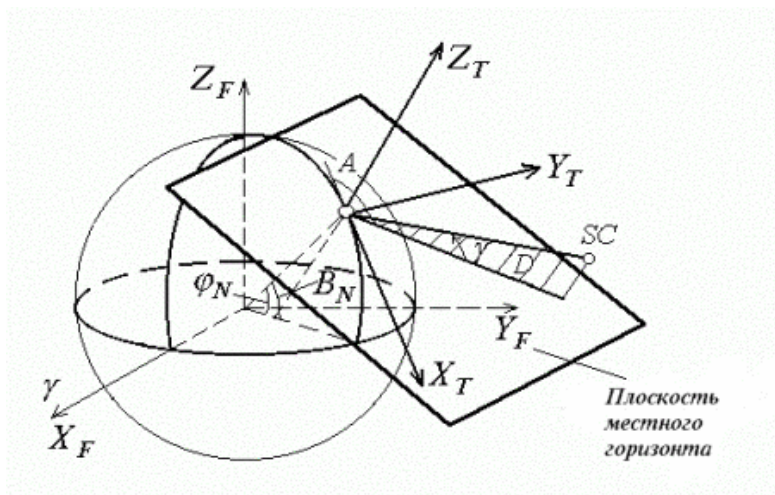


Рис 3.2. Топоцентрическая система координат

Положение произвольной точки в прямоугольной топоцентрической системе координат выражаются через сферические координаты  $D, \gamma, A$

$$\left. \begin{aligned} x_T &= -D \cos \gamma \cos A \\ y_T &= D \cos \gamma \sin A \\ z_T &= D \sin \gamma \end{aligned} \right\}, \quad (3.6)$$

где  $D$  – наклонная дальность, т.е. расстояние от начала координат до точки ( $D > 0$ );  $\gamma$  – угол места, измеряемый от плоскости местного горизонта до вектора наклонной дальности ( $0 \leq \gamma \leq \pi/2$ , если  $z_T \geq 0$ ,  $-\pi/2 \leq \gamma < 0$  если  $z_T < 0$ );  $A$  – угол азимута (или просто азимут), измеряемый в плоскости местного горизонта от направления на север (по движению часовой стрелки, если смотреть со стороны положительного направления оси  $Z_T$ ) до проекции вектора наклонной дальности на плоскость местного горизонта ( $0 \leq A \leq 2\pi$ ). Сферические координаты точки в топоцентрической системе координат могут быть вычислены через прямоугольные по следующим формулам:

$$D = \sqrt{x_T^2 + y_T^2 + z_T^2}, \quad \gamma = \arcsin \frac{z_T}{D}, \quad \tilde{A} = \arctan \left| \frac{y_T}{x_T} \right|, \quad (3.7)$$

$$A = \begin{cases} \tilde{A}, & x_T \leq 0, y_T \geq 0 \\ \pi - \tilde{A}, & x_T > 0, y_T \leq 0 \\ \pi + \tilde{A}, & x_T > 0, y_T < 0 \\ 2\pi - \tilde{A}, & x_T \leq 0, y_T < 0 \end{cases} \quad (3.8)$$

Иногда, направления осей топоцентрической системы координат определяют иначе.

Ось ординат этой системы координат направлена на север по касательной к меридиану, ось аппликат – по внешней нормали к земному эллипсоиду, а ось абсцисс дополняет систему до правой. Оси абсцисс и ординат определяют горизонтальное положение потребителя (или горизонтальную ошибку), а ось

аппликат – высоту (или ошибку определения высоты). Нетрудно видеть, что ось абсцисс направлена на восток. В англоязычной литературе такая система носит название ENU (East-North-Up).

**Геодезическая система координат.** Потребителя зачастую интересуют такие координаты как высота, широта и долгота, которые относятся к *геодезической системе координат*. Геодезические координаты точки связаны с моделью Земли в виде эллипсоида (см. рис. 3.2а) с большой полуосью  $a$ , лежащей в экваториальной плоскости, и малой полуосью  $b$ .



Рис 3.2а. Земной эллипсоид

Основные параметры земного эллипсоида и некоторые геодезические константы приведены ниже:

**Основные геодезические константы:**

|  |                          |
|--|--------------------------|
| Угловая скорость вращения Земли, рад/с .....   | $7292115 \cdot 10^{-11}$ |
| Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы, $\text{м}^3/\text{с}^2$ .....               | $398600.44 \cdot 10^9$   |
| Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли, $\text{м}^3/\text{с}^2$ .....                        | $0.35 \cdot 10^9$        |
| Скорость света, м/с.....   | 299792458                |
| Коэффициент ( $C_{20}$ ) при второй зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям ..... | $-1082.63 \cdot 10^{-6}$ |

**Параметры общего земного эллипсоида:**

|  |             |
|--|-------------|
| Большая полуось, м .....   | 6378136     |
| Знаменатель сжатия .....   | 1 : 298.257 |
| Гравитационное ускорение на экваторе Земли, мГал .....   | 978032.8    |
| Поправка к гравитационному ускорению на уровне моря, обусловленная влиянием земной атмосферы, мГал ..... | - 0.9       |

*Геодезическая широта B* точки *П* определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. *Геодезическая долгота L* точки *П* определяется как угол между плоскостью начального меридиана и

плоскостью меридиана, проходящего через точку  $P$  (положительное направление счета долгот — от начального меридиана к востоку).

Геодезическая высота  $H$  определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки  $P$ .

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные геоцентрические координаты  $\{x, y, z\}$  потребителя должны быть преобразованы в геодезические координаты  $\{B, L, H\}$ .

Указанные координаты связаны соотношениями

$$x = (N + H) \cdot \cos B \cdot \cos L; y = (N + H) \cdot \cos B \cdot \sin L; z = [(1 - e^2)N + H] \cdot \sin B,$$

где

$$N = a / \sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2 B},$$

$e = \sqrt{1 - b^2 / a^2} = \sqrt{2\alpha - \alpha^2}$  — эксцентриситет эллипсоида;

$\alpha = 1 - b/a$  — параметр сжатия эллипсоида.

**Связанная орбитальная система координат  $X_0 Y_0 Z_0$ .** Начала прямоугольной и сферической систем находится в центре масс спутника на орбите. Главная ось  $X_0$  направлена по радиус-вектору спутника  $r$ . Ось  $Y_0$  лежит в плоскости орбиты и перпендикулярна к радиус-вектору в направлении движения. Ось  $Z_0$  дополняет систему до правой тройки. Положение произвольной точки  $M$  в прямоугольной СОСК ( $x_0 y_0 z_0$ ) можно выразить через сферические  $(l \alpha_0 \beta_0)$  как

$$\left. \begin{aligned} x_0 &= l \cos \alpha_0 \cos \beta_0 \\ y_0 &= l \cos \alpha_0 \sin \beta_0 \\ z_0 &= l \sin \alpha_0 \end{aligned} \right\}, \quad (3.9)$$

где  $l$  — расстояние от начала координат до этой точки ( $l \geq 0$ );  $\alpha_0$  — угол, отсчитываемый от плоскости орбиты до направления из начала на точку  $M$  ( $\alpha_0 \geq 0$  если  $z_0 \geq 0$ ,  $\alpha_0 < 0$  если  $z_0 < 0$ );  $\beta_0$  — угол, отсчитываемый в плоскости орбиты от положительного направления оси  $X_0$  (против движения часовой стрелки, если смотреть со стороны положительного направления оси  $Z_0$ ) до проекции  $l$  на плоскость орбиты ( $0 \leq \beta_0 \leq 2\pi$ ). Сферические координаты точки  $M$  в СОСК могут быть вычислены по следующим формулам:

$$l = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}, \quad \alpha_0 = \arcsin \frac{z_0}{l}, \quad \beta_0 = \arctan \frac{y_0}{x_0}. \quad (3.10)$$

Угол  $\beta_0$  при этом вычисляется по формулам (3.1), в которых вместо  $\alpha, \tilde{\alpha}, x$  и  $y$  следует положить соответственно  $\beta_0, \tilde{\beta}_0, x_0$  и  $y_0$ .

**Преобразования вектора состояния.** Под вектором состояния спутника будем понимать вектор с шестью независимыми компонентами  $x_i, i = 1 \dots 6$ , который полностью определяет положение центра масс спутника в

пространстве и скорость движения в любой момент времени в выбранной системе координат. Для определения вектора состояния в различных системах координат используются уравнения преобразования координат и компонент скорости. Если две системы координат имеют общее начало, то переход между ними осуществляется с помощью соотношения  $X_T = \tilde{M} X_S$  где  $X_T$  – искомый вектор,  $X_S$  – исходный вектор,  $\tilde{M}$  – блочная матрица перехода от одной системы координат к другой

$$\tilde{M} = \left( \begin{array}{c|c} M & 0 \\ \hline \dot{M} & M \end{array} \right), \quad (3.11)$$

где  $M$  – матрица размером (3x3) направляющих косинусов второй системы координат относительно первой, исходной. Например, для систем ГСК и ГЭСК эта матрица имеет вид

$$M_F = \begin{pmatrix} \cos S & -\sin S & 0 \\ \sin S & \cos S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (3.12)$$

где  $S$  – звездное время, т.е. угол между главными осями этих систем координат на заданную эпоху. Звездное время определяется по формуле

$$S = S_0 + \omega_E t_G, \quad (3.13)$$

где  $S_0$  – звездное время на гринвичском меридиане в 0 часов всемирного времени даты  $D$  эпохи  $T$ ;  $\omega_E$  – угловая скорость вращения Земли вокруг своей оси;  $t_G$  – текущее гринвичское время. Значения  $S_0$  приводятся в Астрономическом ежегоднике на каждый день года.

Звездное время можно вычислить и по приближенным формулам. Например, квазиистинное звездное время  $S$  в момент  $M$  всемирного времени (истинное звездное время без учета полной нутации в прямом восхождении) вычисляется по формуле

$$S = S_m^0 + M(1 + \nu),$$

где  $S_m^0 = 0.276919398 + 100.0021359028T + 0.1075231 \cdot 10^{-5} T^2$ ;  $\beta_0$  – редукция солнечного времени к звездному  $T = d/36525$ ;  $d = JD(t_0) - 2415020.0$ .

Здесь  $JD(x)$  – юлианская дата, а  $t_0$  – всемирное время на 0<sup>ч</sup> гринвичского времени.

Для обратного перехода необходимо подставить транспонированную матрицу направляющих косинусов в блочную матрицу (3.11).

Если начала двух систем не совпадают, то преобразование вектора состояния имеет вид

$$X_t = \bar{X}_t + \tilde{M} X_s, \quad (3.14)$$

где  $\bar{X}_t$  – расширенный вектор начала исходной системы, выраженный во второй системе координат. Например, при переходе от топоцентрической системы к географической вектор  $\bar{X}_t$  в (3.14) необходимо заменить расширенным вектором состояния  $\bar{X}_{FN}$  начала топоцентрической системы в

географической:

$$X_{FN}^T = (x_{FN} \ y_{FN} \ z_{FN} \ 0 \ 0 \ 0), \quad (3.15)$$

где

$$\left. \begin{aligned} x_{FN} &= G_1 \cos B_N \cos L_N \\ y_{FN} &= G_1 \cos B_N \sin L_N \\ z_{FN} &= G_2 \sin B_N \end{aligned} \right\}, \quad (3.16)$$

$$A_N = \sqrt{1 - \alpha_e(2 - \alpha_e)\sin^2 B_N}, \quad G_1 = \frac{R_E}{A_N} + H_N, \quad G_2 = \frac{R_E(1 - \alpha_e)^2}{A_N} + H_N,$$

$R_E$  – экваториальный радиус Земли,  $B_N$  – геодезическая широта начала координат географической системы;  $L_N$  – геодезическая долгота начала координат географической системы;  $\alpha_e$  – коэффициент полярного сжатия Земли,  $\alpha_e = 1/298.257$ ;  $H_N$  – высота начала координат над поверхностью референц-эллипсоида. Геодезическая широта  $B_N$  связана с геоцентрической  $\varphi_N$  соотношением

$$\varphi_N = (1 - \alpha_e)^2 \tan B_N. \quad (3.17)$$

Матрицу  $M$  в (3.11) в данном случае следует заменить матрицей  $M_G$ :

$$M_G = \begin{pmatrix} \sin B_N \cos L_N & -\sin L_N & \cos B_N \cos L_N \\ \sin B_N \sin L_N & \cos L_N & \cos B_N \sin L_N \\ -\cos B_N & 0 & \sin B_N \end{pmatrix}. \quad (3.18)$$

Для перехода к географической системе координат следует использовать соотношение

$$X_G = \begin{pmatrix} M_G^T & | & 0 \\ \hline \frac{M_G^T}{M_G^T} & | & \frac{M_G^T}{M_G^T} \end{pmatrix} X_F - \begin{pmatrix} M_G^T \\ \hline \frac{M_G^T}{M_G^T} \end{pmatrix} X_{EN}. \quad (3.19)$$

Переход от вектора состояния в связанной орбитальной системе координат к вектору состояния в геоцентрической экваториальной системе осуществляется через соотношение (3.14), где  $\tilde{M}$  имеет структуру (3.11), а матрица поворота осей есть  $M = M_0$ ,  $M_0 = \{\alpha_{ij}, i=1...3, j=1...3\}$ , где

$$\left. \begin{aligned} \alpha_{11} &= -\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i \\ \alpha_{12} &= -\sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \cos i \\ \alpha_{13} &= \sin \Omega \sin i \\ \alpha_{21} &= \cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i \\ \alpha_{22} &= -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i \\ \alpha_{23} &= -\cos \Omega \sin i \\ \alpha_{31} &= \sin u \sin i \\ \alpha_{32} &= \cos u \sin i \\ \alpha_{33} &= \cos i \end{aligned} \right\}. \quad (3.20)$$

Углы  $\Omega$ ,  $u$  и  $i$ , показанные на рис. 3.3, называют углами Эйлера.

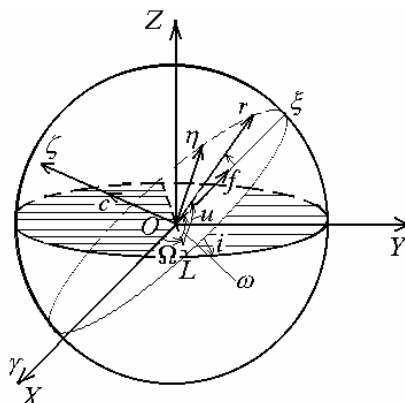


Рис. 3.3. Эйлеровы углы

## 5.2 Невозмущенное движение спутника

**Уравнения невозмущенного движения.** Под невозмущенным движением спутника понимается движение при условии, что единственной силой, действующей на него, является сила притяжения Земли, рассматриваемой как шар с концентрическим распределением плотности. В этом случае Земля и спутник могут рассматриваться как две материальные точки, взаимно притягивающиеся по закону Ньютона. Невозмущенное движение также называют кеплеровым.

Векторное дифференциальное уравнение невозмущенного движения в геоцентрической экваториальной системе координат имеет вид

$$\ddot{\bar{R}} + \mu \frac{\bar{R}}{r^3} = 0, \tag{3.21}$$

где  $\bar{R}$  – радиус-вектор, направленный из центра Земли в центр масс спутника;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли;  $r$  – длина вектора  $\bar{R}$ . Согласно (3.21) на спутник действует ускорение ньютоновской силы тяготения, величина которого равна  $g = \mu/r^2$ . Этому ускорению соответствует силовая функция ньютоновского центрального поля сил

$$U = \frac{\mu}{r}. \tag{3.22}$$

Компоненты ускорения по осям геоцентрической экваториальной системы координат будут равны

$$g_q = \frac{\partial U}{\partial q} = -\frac{\mu q}{r^3},$$

где  $q = \{x, y, z\}$ .

**Классические элементы орбиты.** Для проведения исследований и решения ряда практических задач часто используется следующее уравнение орбиты

спутника:

$$r = \frac{P}{1 + e \cos \vartheta}, \quad (3.33)$$

где  $\vartheta$  – истинная аномалия;  $P$  – фокальный параметр орбиты;  $e$  – эксцентриситет орбиты (рис. 3.4).

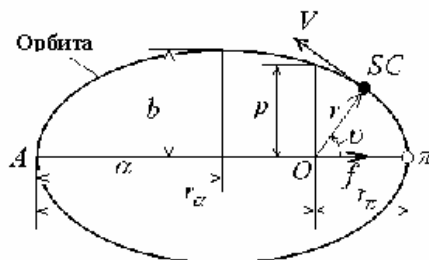


Рис. 3.4. Классические элементы орбиты

Как следует из (3.33), форма орбиты определяется ее эксцентриситетом. При  $e = 0$  орбита является круговой. При  $0 < e < 1$  орбита спутника является эллипсом. Значению  $\vartheta = 0$  соответствует минимальное расстояние спутника от центра Земли – расстояние перигея

$$r_{\pi} = \frac{P}{1 + e}, \quad (3.34)$$

а значению  $\vartheta = \pi$  – расстояние до апогея, т.е. наибольшее удаление спутника от центра масс Земли:

$$r_{\alpha} = \frac{P}{1 - e}. \quad (3.35)$$

Линия, соединяющая апогей с перигеем, называется линией апсид.

Наибольший размер эллипса характеризуется его большой полуосью  $a$ :

$$a = \frac{r_{\alpha} + r_{\pi}}{2}, \quad (3.36)$$

$$a = \frac{P}{1 - e^2}. \quad (3.37)$$

Малая полуось орбиты определяется соотношением

$$b = \sqrt{r_{\alpha} r_{\pi}} = a \sqrt{1 - e^2}. \quad (3.38)$$

Связь истинной аномалии со временем устанавливает интеграл площадей в полярных координатах в плоскости орбиты:

$$r^2 \dot{\vartheta} = |c|. \quad (3.39)$$

С учетом (3.33) из (3.39) имеем

$$\int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2} = \sqrt{\frac{\mu}{P^3}} (t - \tau_{\pi}). \quad (3.40)$$

где  $\tau_\pi$  – момент прохождения через перигей орбиты.

Для решения уравнения (3.40) удобно ввести вместо истинной аномалии новую переменную  $E$ , называемую эксцентрической аномалией, посредством подстановки

$$\tan \frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}, \quad (3.41)$$

при которой

$$r = a(1 - e \cos E). \quad (3.42)$$

Производя замену переменных в (3.40), получим уравнение Кеплера, связывающее эксцентрическую аномалию со временем:

$$E - e \sin E = M, \quad (3.43)$$

где  $M = n(t - \tau_\pi)$ ;  $n = \sqrt{\mu/a^3}$ ;  $M$  – средняя аномалия;  $n$  – среднее движение (средняя угловая скорость движения спутника по орбите).

Полагая в (3.43)  $E = 2\pi$ ,  $\tau_\pi = 0$ , находим период обращения:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}. \quad (3.44)$$

Уравнение Кеплера имеет единственный вещественный корень. Для его определения можно воспользоваться методом последовательных приближений

$$E_{k+1} = M + e \sin E_k, \quad k = 0, 1, \dots$$

с начальным приближением  $E_0 = M$ . Метод последовательных приближений сходится абсолютно при  $e < 1$ .

С помощью соотношений (3.29), (3.32), и (3.37) выражение для орбитальной скорости (3.26) представим как

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}, \quad (3.45)$$

откуда с учетом (3.33) и (3.37) следует:

$$V = \sqrt{\frac{\mu(1+e^2+2e\cos\vartheta)}{p}}. \quad (3.46)$$

Из этого выражения можно найти максимальное и минимальное значение скорости движения спутника

$$V_\pi = \sqrt{\frac{\mu}{p}(1+e)}, \quad V_\alpha = \sqrt{\frac{\mu}{p}(1-e)}, \quad (3.47)$$

в перигее и в апогее орбиты соответственно.

Радиальная ( $V_R$ ) и трансверсальная ( $V_T$ ) проекции скорости равны

$$V_R = \dot{r} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta, \quad (3.48)$$



$$V_T = \sqrt{\frac{\mu}{p}(1 + e \cos \vartheta)} \quad (3.49)$$

Угол, образуемый скоростью с радиус-вектором, определяется формулой

$$\cos \delta^* = \frac{e \sin \vartheta}{\sqrt{1 + 2e \cos \vartheta + e^2}} \quad (3.50)$$

**Движение спутника в пространстве.** Приведенные выше формулы описывают основные закономерности кеплеровского эллиптического движения в плоскости орбиты. Чтобы полностью определить движение спутника в пространстве, необходимо знать пространственное расположение орбиты. Положение орбиты в геоцентрической экваториальной системе координат  $XYZ$  фиксируется тремя эйлеровыми углами:  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$  (см. рис. 3.3). Плоскость орбиты пересекает плоскость экватора Земли. Линия пересечения этих плоскостей называется линией узлов. Две точки линии узлов, принадлежащие орбите, называются узлами орбиты. Узел орбиты, в котором спутник пересекает экватор с юга на север, называется *восходящим*, а противоположный ему узел – *нисходящим*. Положение восходящего узла в системе координат  $XYZ$  определяется углом  $\Omega$ , который отсчитывается от направления из центра Земли на точку весеннего равноденствия до направления на восходящий узел против часовой стрелки, если смотреть со стороны Северного полюса. Этот угол называется *долготой восходящего узла орбиты*, причем  $0 \leq \Omega \leq 2\pi$ .

Угол между экваториальной плоскостью и плоскостью орбиты  $i$  называется *наклоном орбиты*. Наклонение отсчитывается от плоскости экватора против часовой стрелки, если смотреть со стороны восходящего узла. Его также определяют как угол между направлением на Северный полюс мира и вектором углового момента орбиты. Если  $0 \leq i \leq \pi/2$ , то движение называется прямым, если  $\pi/2 < i \leq \pi$  – обратным. При  $i = 0$  или  $i = \pi$  орбита называется экваториальной, а при  $i = \pi/2$  – полярной.

Углы  $\Omega$  и  $i$  определяют положение плоскости орбиты в пространстве. Положение орбиты в плоскости движения определяется аргументом широты перигея  $\omega$  – угловым расстоянием между направлением из центра Земли на восходящий узел и направлением из центра Земли на перигей орбиты, отсчитываемым по направлению движения спутника. Аргумент перигея лежит в диапазоне  $0 \leq \omega \leq 2\pi$ .

Часто вместо истинной аномалии вводят в рассмотрение переменную

$$u = \vartheta + \omega, \quad (3.51)$$

которая называется аргументом широты спутника. Переменная  $u$  есть угол, отсчитываемый в плоскости орбиты от направления из центра Земли на восходящий узел до текущего радиус-вектора спутника в направлении его движения по орбите.

Эйлеровы углы  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$  связаны с первыми интегралами  $c_1$ ,  $c_2$ ,  $c_3$ ,  $f_1$ ,  $f_2$ ,  $f_3$

соотношениями

$$\frac{c_1}{|\bar{c}|} = \sin i \sin \Omega, \quad \frac{c_2}{|\bar{c}|} = -\sin i \cos \Omega, \quad \frac{c_3}{|\bar{c}|} = \cos i, \quad (3.52)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{f_1}{|\bar{f}|} &= \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i \\ \frac{f_2}{|\bar{f}|} &= \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i \\ \frac{f_3}{|\bar{f}|} &= \sin \omega \sin i \end{aligned} \right\}, \quad (3.53)$$

которые позволяют однозначно определить эйлеровы углы  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ . Найдем сначала долготу восходящего узла орбиты. Из первых двух формул системы (3.52) имеем

$$\Omega = \begin{cases} \tilde{\Omega} & \text{когда } c_1 \geq 0, \quad c_2 \leq 0 \\ \pi - \tilde{\Omega} & \text{когда } c_1 \geq 0, \quad c_2 > 0 \\ \pi + \tilde{\Omega} & \text{когда } c_1 < 0, \quad c_2 \geq 0 \\ 2\pi - \tilde{\Omega} & \text{когда } c_1 < 0, \quad c_2 < 0 \end{cases}, \quad (3.54)$$

где  $\tilde{\Omega} = \arctan(c_1/c_2)$ .

Из третьей формулы системы (3.52) определим наклонение орбиты:

$$i = \begin{cases} \tilde{i} & \text{когда } c_3 > 0 \\ \pi - \tilde{i} & \text{когда } c_3 < 0 \end{cases}, \quad (3.55)$$

где  $\tilde{i} = \arccos(c_3/|\bar{c}|)$ .

Для вычисления аргумента широты перигея воспользуемся выражениями, вытекающими из первой и второй формул системы (3.53) при  $\cos i \neq 0$ :

$$\sin \omega = \frac{-f_1 \sin \Omega + f_2 \cos \Omega}{|\bar{f}| \cos i}, \quad \cos \omega = \frac{f_1 \cos \Omega + f_2 \sin \Omega}{|\bar{f}|}. \quad (3.56)$$

В случае, если  $\cos i = 0$ , следует использовать вторую и третью формулы системы (3.53), которые дают

$$\cos \omega = \frac{f_2}{|\bar{f}| \sin \Omega}, \quad \sin \omega = \frac{f_3}{|\bar{f}|}. \quad (3.57)$$

Таким образом, введены шесть параметров  $P$ ,  $e$ ,  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $\tau_\pi$ , которые связаны с постоянными интегрирования. Их называют элементами орбиты.

Зная элементы орбиты, для любого момента времени можно рассчитать координаты и скорость спутника:

$$\left. \begin{aligned} x &= r(\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i) \\ y &= r(\cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i) \\ z &= r \sin u \sin i \\ \dot{x} &= \dot{r} \frac{x}{r} - r \dot{\vartheta} (\sin u \cos \Omega + \cos u \sin \Omega \cos i) \\ \dot{y} &= \dot{r} \frac{y}{r} - r \dot{\vartheta} (\sin u \sin \Omega - \cos u \cos \Omega \cos i) \\ \dot{z} &= \dot{r} \frac{z}{r} + r \dot{\vartheta} \cos u \sin i \end{aligned} \right\} \quad (3.58)$$

где  $\dot{r}$  и  $\dot{\vartheta}$  вычисляются по формулам (3.3.48) и (3.3.39) соответственно.

**Временные ряды невозмущенного движения.** Приближенные зависимости параметров невозмущенного движения от времени можно получить в виде сходящихся рядов по степеням эксцентриситета. Такие ряды строятся с использованием обобщенной функции Лагранжа для всех  $e$ , не превосходящих предела Лапласа  $e^* \approx 0.6627$ .

Принимая за независимую переменную среднюю аномалию  $M$ , приведем разложения радиуса  $r$ , орбитальной скорости  $V$ , истинной аномалии  $\vartheta$  и  $\cos \delta^*$ :

$$\left. \begin{aligned} \vartheta &= M + 2e \sin M + \frac{5e^2}{4} \sin 2M + \dots, \\ r &= a \left( 1 - e \cos M + \frac{e^2}{2} (1 - \cos 2M) + \dots \right) \\ V &= \sqrt{\frac{\mu}{a}} \left( 1 + e \cos M + \frac{e^2}{4} (3 \cos 2M - 1) + \dots \right) \\ \cos \delta^* &= e \sin M - \frac{e^2}{2} \sin 2M + \dots \end{aligned} \right\} \quad (3.59)$$

Для орбит с эксцентриситетом  $e < 0.1$  двух слагаемых достаточно при точности в несколько процентов.

### 5.3 Возмущенное движение спутника

Наряду с силой центрального гравитационного поля Земли на спутник также действуют силы, обусловленные:

- нецентральностью гравитационного поля Земли;
- притяжением Луны и Солнца;
- сопротивлением атмосферы;
- давлением солнечного света.

Эти силы малы по сравнению с основной центральной силой тяготения, и их принято называть возмущающими. Действие данных сил вызывает отклонения (возмущения) координат и скорости (элементов орбиты) относительно невозмущенного движения. Движение спутника с учетом возмущающих сил называют возмущенным движением. Возмущения элементов орбиты принято разделять на периодические и вековые.

Периодические возмущения повторяются, например, с периодом обращения спутника по орбите. Вековые возмущения непрерывно нарастают по времени полета. Наиболее существенными являются вековые возмущения, которые на длительном интервале времени могут оказать существенное влияние на характер орбитального движения спутника.

Для устранения возникающих отклонений в элементах орбиты используются управляющие силы, создаваемые бортовыми ракетными двигателями.

Дифференциальные уравнения возмущенного движения в ГЭСК получаются из (3.23) добавлением к правой части проекций возмущающей силы:

$$\ddot{q} + \frac{\mu q}{r^3} = \sum_{j=0}^k \Delta g_{jq}, \quad q = \{x, y, z\}, \quad (3.60)$$

где  $\Delta g_{jq}$  – проекция  $J$ -го возмущающего ускорения на координатное направление  $q$ . Если составляющие возмущающего ускорения являются частными производными по соответствующим координатам от одной и той же функции  $R(x, y, z, t)$  координат и времени, то функция  $R$  называется возмущающей, или пертурбационной, функцией.

**Оскулирующие элементы.** В общем случае не удастся получить конечного решения уравнений (3.60), поэтому для точных расчетов приходится прибегать к их численному интегрированию. Для качественного анализа весьма удобными оказываются различные приближенные решения, которые могут быть получены применением известного в небесной механике метода оскулирующих элементов.

Сущность этого метода состоит в том, что возмущенное движение рассматривается как непрерывно изменяющееся кеплеровское движение, а действительная орбита – как огибающая семейства кеплеровских орбит. Элементы такой орбиты: фокальный параметр  $p(t)$ , эксцентриситет  $e(t)$ , наклонение  $i(t)$ , долгота восходящего узла  $\Omega(t)$ , аргумент широты перигея  $\omega(t)$ , время прохождения перигея  $\tau_\pi(t)$  называются оскулирующими элементами. В качестве оскулирующих элементов используют и другие параметры, например, оскулирующую большую полуось  $a(t)$  и оскулирующий период обращения  $T(t)$ . Последний определяется по значению большой полуоси  $a(t)$  и представляет собой период обращения по невозмущенной орбите, по которой бы двигался спутник, если бы, начиная с момента  $t$ , перестали действовать все возмущающие силы.

Необходимо отметить, что оскулирующий период обращения некорректно характеризует время обращения по возмущенной орбите. Это связано с тем, что возмущенная орбита не является замкнутой кривой. Поэтому наряду с оскулирующим периодом используют сидерический  $T_s$  и драконический  $T_D$  периоды.

*Сидерический* период обращения определяется как время движения спутника между двумя последовательными одноименными пересечениями спутником

плоскости (точки  $A_0$  и  $A_1$  на рис. 5), нормальной к оскулирующей орбите в момент первого пересечения (точка  $A_0$ ). Дракони́ческий период обращения есть время движения между двумя последовательными проходами восходящих узлов  $\Omega_0$  и  $\Omega_1$ .

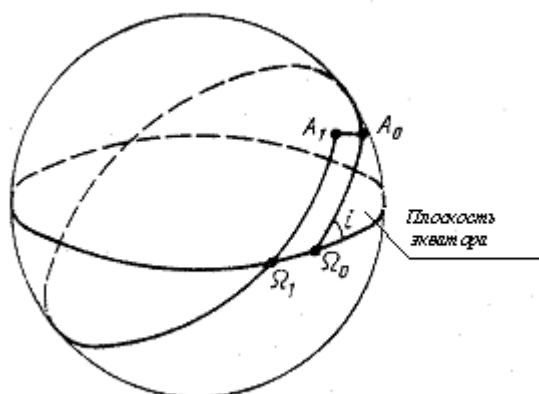


Рис. 3.5. К определению сидерического и драконического периодов обращения

Переходом от декартовых координат в (3.60) к элементам орбиты можно получить систему из шести дифференциальных уравнений первого порядка относительно оскулирующих элементов. При этом для вычисления составляющих возмущающего ускорения необходимо воспользоваться формулой перехода от декартовой системы к связанной орбитальной, которая согласно (3.11) имеет вид

$$\begin{pmatrix} \Delta g_{X_0} \\ \Delta g_{Y_0} \\ \Delta g_{Z_0} \end{pmatrix} = M_O^T \begin{pmatrix} \Delta g_X \\ \Delta g_Y \\ \Delta g_Z \end{pmatrix}, \tag{3.61}$$

где матрица перехода определена согласно (3.20).

**Уравнения Ньютона.** Приемы получения системы дифференциальных уравнений, описывающих возмущенное движение в оскулирующих элементах, изложены в [32, 39]. Ниже приведено ее конечное выражение:

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dp}{dt} &= 2r \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \\
 \frac{de}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ \sin \vartheta \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + \left[ \cos \vartheta + (\cos \vartheta + e) \frac{r}{p} \right] \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \right\} \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{r}{\sqrt{\mu p}} \cos u \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r}{\sqrt{\mu p}} \frac{\sin u}{\cos i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\
 \frac{d\omega}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \times \\
 &\times \left[ -\frac{\cos \vartheta}{e} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + \frac{\left(1 + \frac{r}{p}\right) \sin \vartheta}{e} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} - \frac{r \sin u}{p \tan i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right] \\
 \frac{d\tau_\pi}{dt} &= \frac{r^2}{e\mu} \left[ (eN \sin \vartheta - \cos \vartheta) \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + \frac{pN}{r} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \right]
 \end{aligned} \right\} , (3.62)$$

где 
$$N = \frac{2p^2}{r^2} \int_0^\vartheta \frac{\cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} d\vartheta$$

Система (3.62) называется уравнениями Ньютона. Эти уравнения, как и исходные уравнения (3.60), в конечном виде не интегрируются. Однако преимущество их состоит в том, что, во-первых, при малых возмущающих силах оскулирующие элементы мало изменяются и поэтому для решения системы можно использовать метод последовательных приближений; во-вторых, для отдельных видов возмущающих и управляющих сил они позволяют получить приближенные аналитические зависимости.

Можно использовать также дифференциальное уравнение для оскулирующего периода

$$\frac{dT}{dt} = \frac{6\pi p^2}{\mu(1-e^2)^{5/2}} \left[ e \sin \vartheta \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + (1 + \cos \vartheta) \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \right] . (3.63)$$

Учитывая связи аргумента широты  $u$ , истинной аномалии  $\vartheta$ , средней аномалии  $M$ , время прохождения перигея  $\tau_\pi$ , шестое уравнение системы (3.62) можно заменить любым из следующих:

$$\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{p\mu}}{r^2} - \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{r \sin u}{p \tan i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} , (3.64)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{\sqrt{p\mu}}{r^2} + \frac{\cos\vartheta}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} - \frac{\sin\vartheta}{e} \left(1 + \frac{r}{p}\right) \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0}, \quad (3.65)$$

$$\begin{aligned} \frac{dM}{dt} = n + \frac{\sqrt{1-e^2}}{e} \left( \cos\vartheta - 2e\frac{r}{p} \right) \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} - \\ - \frac{\sqrt{1-e^2}}{e} \left(1 + \frac{r}{p}\right) \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sin\vartheta \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0}. \end{aligned} \quad (3.66)$$

**Несингулярные элементы.** В приведенные выше системы уравнений входят эксцентриситет и аргумент перигея. Для почти круговых орбит эксцентриситет может быть сколь угодно малой величиной. В этом случае в правых частях дифференциальных уравнений появляется малый делитель, в результате чего при  $e \approx 0$  величина аргумента перигея становится неопределенной. Указанная особенность затрудняет описание движения спутников по орбитам с малым эксцентриситетом. Однако этот недостаток может быть устранен, если вместо элементов  $e$  и  $\omega$  ввести новые параметры  $l$  и  $k$ , являющиеся компонентами вектора Лапласа:

$$l = \frac{|\vec{f}|}{\mu} \cos\omega = e \cos\omega, \quad k = \frac{|\vec{f}|}{\mu} \sin\omega = e \sin\omega \quad (3.67)$$

Уравнения системы (3.62) при переходе к новым параметрам примут вид

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dp}{dt} &= 2r \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{r}{\sqrt{\mu p}} \cos u \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r}{\sqrt{\mu p}} \frac{\sin u}{\cos i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\
 \frac{du}{dt} &= \frac{\sqrt{p\mu}}{r^2} \left( 1 - \frac{r^3 \sin u}{p\mu \tan i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right) \\
 \frac{dl}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ \sin u \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + \left[ \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \cos u + \frac{r}{p} l \right] \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} + \right. \\
 &\quad \left. + \frac{kr \sin u}{p \tan i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right\} \\
 \frac{dk}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ -\cos u \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + \left[ \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin u + \frac{r}{p} k \right] \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} - \right. \\
 &\quad \left. - \frac{lr \sin u}{p \tan i} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right\}
 \end{aligned} \right\}, \quad (3.68)$$

где  $r = \frac{p}{1 + l \cos u + k \sin u}$ .

Введение параметров  $l$  и  $k$  для описания движения позволяет устранить особенности в уравнениях динамики при малых значениях эксцентриситета. Однако в рассмотренных выше уравнениях имеются еще и особенности, проявляющиеся при движении спутников по экваториальным орбитами, то есть при  $i \approx 0$ . Модель движения спутника, свободную от указанных особенностей, можно получить с использованием несингулярных равноденственных элементов, определяемых следующим образом:



$$\left. \begin{aligned} h &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \\ e_x &= e \cos(\omega + \Omega) \\ e_y &= e \sin(\omega + \Omega) \\ i_x &= \tan \frac{i}{2} \cos \Omega \\ i_y &= \tan \frac{i}{2} \sin \Omega \\ F &= \Omega + \omega + \vartheta \end{aligned} \right\}$$

Дифференцируя данные соотношения по времени с учетом (3.62) и (3.65), получим

$$\left. \begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= \frac{h^2}{\xi} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} \\ \frac{de_x}{dt} &= h \times \\ &\times \left\{ \sin F \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + [\cos F(\xi + 1) + e_x] \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} - \frac{e_y \eta}{\xi} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right\} \\ \frac{de_y}{dt} &= h \times \\ &\times \left\{ -\cos F \sum_{j=0}^k \Delta g_{jX_0} + [\sin F(\xi + 1) + e_y] \sum_{j=0}^k \Delta g_{jY_0} + \frac{e_x \eta}{\xi} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \right\} \\ \frac{di_x}{dt} &= \frac{h \tilde{\varphi}}{2\xi} \cos F \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\ \frac{di_y}{dt} &= \frac{h \tilde{\varphi}}{2\xi} \sin F \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \\ \frac{dF}{dt} &= \frac{\xi^2}{h^3 \mu} + h \eta \sum_{j=0}^k \Delta g_{jZ_0} \end{aligned} \right\}$$

где  $\xi = 1 + e_x \cos F + e_y \sin F$ ,  $\eta = i_x \sin F - i_y \cos F$ ,  $\tilde{\varphi} = 1 + i_x^2 + i_y^2$ .

Если проекции возмущающего ускорения являются частными производными от возмущающей функции  $R(x, y, z, t)$ , составляющие ускорений в уравнениях Ньютона могут быть выражены через частные производные функции  $R$  по элементам оскулирующей орбиты:

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{dp}{dt} &= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\partial R}{\partial \omega} \\
 \frac{de}{dt} &= -\frac{1-e^2}{e\sqrt{p\mu}} \frac{\partial R}{\partial \omega} - \frac{p}{e\mu} \frac{\partial R}{\partial \tau_\pi} \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{1}{\sqrt{p\mu} \sin i} \left( -\frac{\partial R}{\partial \Omega} + \cos i \frac{\partial R}{\partial \omega} \right) \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{\sqrt{\mu p \sin i}} \frac{\partial R}{\partial i} \\
 \frac{d\omega}{dt} &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} \left( -\frac{\cos i}{\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} - 2p \frac{\partial R}{\partial p} + \frac{1-e^2}{e} \frac{\partial R}{\partial e} \right) \\
 \frac{d\tau_\pi}{dt} &= \frac{p}{\mu e} \frac{\partial R}{\partial e}
 \end{aligned} \right\} \quad (3.69)$$

Уравнения системы (3.69) называются уравнениями Лагранжа. Иногда удобно использовать уравнения движения в сферических координатах, которые можно получить с помощью связей между декартовыми и сферическими координатами (3.4). Уравнения возмущенного движения в сферических координатах имеют вид

$$\left. \begin{aligned}
 \ddot{r} - r\dot{\alpha}^2 \cos^2 \delta - r\dot{\delta}^2 + \mu/r^2 &= \sum_{j=0}^k \Delta g_{jR} \\
 \frac{d}{dt} (r^2 \dot{\alpha} \cos^2 \delta) &= \sum_{j=0}^k \Delta g_{j\alpha} \\
 \frac{d}{dt} (r^2 \dot{\delta}) + r^2 \dot{\alpha}^2 \sin \delta \cos \delta &= \sum_{j=0}^k \Delta g_{j\delta}
 \end{aligned} \right\} \quad (3.70)$$

В заключение рассмотрим систему уравнений в смешанных элементах. Введем в рассмотрение систему координат  $\tilde{X}\tilde{Y}\tilde{Z}$  с началом в центре масс Земли. Плоскость  $\tilde{X}\tilde{Y}$  совпадает с плоскостью номинальной (опорной) орбиты. Главная ось  $\tilde{X}$  лежит в плоскости орбиты и направлена в восходящий узел опорной орбиты. Ось  $\tilde{Z}$  перпендикулярна к плоскости опорной орбиты и имеет то же направление, что и орбитальная ось  $Z_0$ . Ось  $\tilde{Y}$  дополняет систему до правой тройки. Вектор состояния включает компоненты  $r, \dot{r}, \alpha, i, \Omega, \omega$ , где  $r$  и  $\alpha$  – полярные координаты, а  $\Omega, i, \omega$  – элементы орбиты. Дифференциальные уравнения для смешанной системы элементов принимают следующий вид:

$$\left. \begin{aligned}
 \ddot{i} - r\dot{\alpha}^2 + \frac{\mu}{r^2} &= \sum_{j=0}^k \Delta g_{jR} \\
 2\dot{r}\dot{\alpha} + r\ddot{\alpha} &= \sum_{j=0}^k \Delta g_{jT} \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{1}{V} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jN} \cos(\alpha + \omega) \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{V} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jN} \frac{\sin(\alpha + \omega)}{\sin i} \\
 \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{1}{V} \sum_{j=0}^k \Delta g_{jN} \frac{\sin(\alpha + \omega)}{\sin i} \cos i
 \end{aligned} \right\}, \quad (3.71)$$

где  $V = r\dot{\alpha}$  – орбитальная скорость;  $\Delta g_{jR}$  – проекция возмущающего ускорения на радиус-вектор;  $\Delta g_{jT}$  – трансверсальная составляющая возмущающего ускорения;  $\Delta g_{jN}$  – бинормальная составляющая возмущающего ускорения. Полярный угол  $\alpha$  в уравнениях (3.71) есть истинная аномалия. Отличительной особенностью системы (3.71) является то, что она распадается на две независимые подсистемы. Одна из них описывает движение в плоскости орбиты, а вторая – положение плоскости орбиты в пространстве. Разделение движений оказывается удобным при решении задач управления орбитальным движением.

## 5.4 Возмущения орбиты

При исследовании возмущенного движения в зависимости от параметров орбиты и требований к точности их определения учитываются те или иные составляющие вектора возмущающих ускорений, входящих в правые части приведенных выше уравнений. Рассмотрим возмущения орбиты, обусловленные действием нецентральной поля тяготения ( $j=0$ ), притяжением Луны и Солнца ( $j=1, 2$ ), аэродинамическим торможением ( $j=3$ ), давлением солнечного света ( $j=4$ ) и влиянием управляющей силы ( $j=5$ ).

### 5.4.1 Нецентральность поля тяготения

Нецентральность поля тяготения ( $j=0$ ). Возмущающая функция гравитационного потенциала определяется как разность между принятой моделью гравитационного потенциала  $U$  и идеального, который соответствует притяжению шарообразной Земли со сферическим распределением плотности:

$$\Delta U = U - \frac{\mu}{r}$$

Наиболее удобным является представление потенциала притяжения Земли в виде разложения по сферическим функциям. Международным астрономическим союзом рекомендована следующая форма записи гравитационного потенциала во внешней точке с географическими координатами  $r, \varphi, \lambda$ :

$$U = \frac{\mu}{r} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} C_{n,0} \left( \frac{R_E}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left( \frac{R_E}{r} \right)^n P_{n,m}(\sin \varphi) (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \right], \quad (3.72)$$

где  $R_E$  – средний экваториальный радиус Земли;  $P_n(\sin \varphi)$  – полиномы Лежандра порядка  $n$ ;  $P_{n,m}(\sin \varphi)$  – присоединенные функции Лежандра порядка  $n$  и индекса  $m$ ;  $C_{n,m}$  и  $D_{n,m}$  – безразмерные коэффициенты. Наряду с (3.72), широко распространена и другая форма записи разложения потенциала притяжения Земли по сферическим функциям:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left( \frac{R_E}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left( \frac{R_E}{r} \right)^n J_{n,m} P_{n,m}(\sin \varphi) \cos m(\lambda - \lambda_{n,m}) \right], \quad (3.73)$$

где  $J_n = -C_{n,0}$ ;  $J_{n,m} = \sqrt{C_{n,m}^2 + D_{n,m}^2}$ ;  $\lambda_{n,m} = \arctan \frac{D_{n,m}}{C_{n,m}}$ .  
С другой стороны,

$$C_{n,m} = J_{n,m} \cos m\lambda_{n,m}; \quad D_{n,m} = J_{n,m} \sin m\lambda_{n,m}$$

Слагаемые в разложении (3.72) или (3.73) принято называть гармониками. Первый член (гармоника нулевого порядка  $n=0$ ) разложения (3.72) или (3.72) представляет собой потенциал силы притяжения шарообразной Земли со сферическим распределением плотности. Первая гармоника ( $n=1, m=1$ ) обращена в нуль выбором начала координат в центре масс (центре инерции) Земли, т.е.  $C_{1,0} = C_{1,1} = D_{1,1} = 0$ .

Сферические функции, входящие в (3.72), (3.73), в зависимости от соотношения величин  $n$  и  $m$  называются зональными при  $m=0$ , секториальными при  $n=m$  и тессеральными при  $0 < n < m$ .

Из приведенных разложений находятся проекции возмущающего ускорения на оси прямоугольной системы как частные производные  $U$  по координатам  $x, y, z$ :

$$\Delta g_{o,q} = \frac{\partial \Delta U}{\partial q} = \sum_{n=2}^{\infty} C_{n,0} \frac{\mu R_E^2}{r^{n+1}} \left[ \frac{n+1}{r} P_n(\sin \varphi) \times \right. \\ \left. \times \frac{\partial r}{\partial q} - \frac{\partial P_n(\sin \varphi)}{\partial(\sin \varphi)} \frac{\partial(\sin \varphi)}{dq} \right] +$$

$$\begin{aligned}
 & + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \frac{\mu R_E^2}{r^{n+1}} \left[ -\frac{n+1}{r} P_{n,m}(\sin \varphi) (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \frac{\partial r}{\partial q} + \right. \\
 & + (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \frac{\partial P_{n,m}(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)} \frac{\partial(\sin \varphi)}{dq} + \\
 & \left. + P_{n,m}(\sin \varphi) (-C_{n,m} \sin m\lambda + D_{n,m} \cos m\lambda) m \frac{\partial \lambda}{\partial q} \right], \quad (3.74)
 \end{aligned}$$

где  $q = \{x, y, z\}$  – координаты спутника в ГЭСК,

$$\begin{aligned}
 \sin \varphi = \frac{z}{r}; \quad \frac{\partial r}{\partial q} = \frac{q}{r}; \quad \frac{\partial(\sin \varphi)}{\partial x} = -\frac{xz}{r^3}; \quad \frac{\partial(\sin \varphi)}{\partial y} = -\frac{yz}{r^3}; \\
 \frac{\partial(\sin \varphi)}{\partial z} = \frac{x^2 + y^2}{r^3}; \quad \frac{\partial \lambda}{\partial x} = -\frac{y}{x^2 + y^2}; \quad \frac{\partial \lambda}{\partial y} = \frac{y}{x^2 + y^2}; \quad \frac{\partial \lambda}{\partial z} = 0.
 \end{aligned}$$

Угол  $\lambda$  определяется из соотношений

$$\sin \lambda = \frac{-x \sin S + y \cos S}{\sqrt{x^2 + y^2}}; \quad \cos \lambda = \frac{x \cos S + y \sin S}{\sqrt{x^2 + y^2}},$$

где  $S$  – гринвичское звездное время, т.е. угол между направлениями из центра Земли на точку весеннего равноденствия и на гринвичский меридиан. Для определения составляющих возмущающего ускорения в связанной орбитальной системе координат сначала разложим возмущающее ускорение на составляющие, направленные по радиус-вектору спутника  $\Delta g_{0,r}$ , по нормали к нему в плоскости меридиана  $\Delta g_{0,\varphi}$  и по нормали к плоскости меридиана  $\Delta g_{0,\lambda}$ :

$$\Delta g_{0,r} = \Delta g_{0,x_0} = \frac{\partial \Delta U}{\partial r}, \quad \Delta g_{0,\varphi} = \frac{1}{r} \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi}, \quad \Delta g_{0,\lambda} = \frac{1}{r \cos \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda}. \quad (3.75)$$

Суммируя теперь проекции  $\Delta g_{0,\varphi}$  и  $\Delta g_{0,\lambda}$  на направления  $Y_0$  и  $Z_0$ , получим

$$\Delta g_{0,Y_0} = \frac{\cos \gamma}{r} \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} + \frac{\sin \gamma}{r \cos \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda}, \quad (3.76)$$

$$\Delta g_{0,Z_0} = \frac{\sin \gamma}{r} \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} - \frac{\cos \gamma}{r \cos \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda}.$$

Функции угла  $\gamma$  в (3.76) можно выразить через элементы орбиты по формулам сферической тригонометрии из сферического треугольника  $ABC$  (см. рис. 3.6):

$$\cos \gamma = \frac{\cos u \sin i}{\cos \varphi}, \quad \sin \gamma = \frac{\cos i}{\cos \varphi}.$$

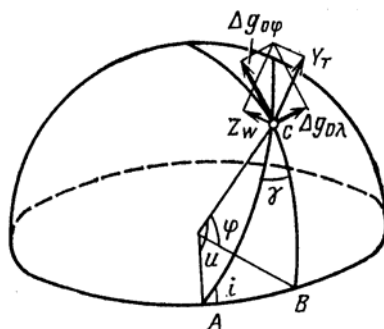


Рис. 3.6. Составляющие гравитационного ускорения

В результате получаем группу формул, по которым можно вычислить составляющие возмущающего ускорения на оси орбитальной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \Delta g_{0, X_O} &= \frac{\partial \Delta U}{\partial r} \\ \Delta g_{0, Y_O} &= \frac{\cos u \sin i}{r \cos \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} + \frac{\cos i}{r \cos^2 \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda} \\ \Delta g_{0, Z_O} &= \frac{\cos i}{r \cos \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} - \frac{\cos u \sin i}{r \cos^2 \varphi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda} \end{aligned} \right\} \quad (3.77)$$

где

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \Delta U}{\partial r} &= \sum_{n=2}^{\infty} C_{n,0} \frac{\mu R_E^n (n+1)}{r^{n+2}} P_n(\sin \varphi) - \\ &\quad - \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \frac{(n+1) \mu R_E^n}{r^{n+2}} P_{n,m}(\sin \varphi) (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \\ \frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} &= - \sum_{n=2}^{\infty} C_{n,0} \frac{\mu R_E^n \cos \varphi}{r^{n+1}} \frac{\partial P_n(\sin \varphi)}{\partial(\sin \varphi)} + \\ &\quad + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \frac{\mu R_E^n \cos \varphi}{r^{n+1}} \frac{\partial P_{n,m}(\sin \varphi)}{\partial(\sin \varphi)} (C_{n,m} \cos m\lambda + D_{n,m} \sin m\lambda) \\ \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda} &= \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \frac{\mu R_E^n m}{r^{n+1}} P_{n,m}(\sin \varphi) (-C_{n,m} \sin \lambda + D_{n,m} \cos m\lambda) \end{aligned} \right\} \quad (3.78)$$

При численном интегрировании дифференциальных уравнений возмущенного движения необходимо использовать наиболее эффективный алгоритм вычисления возмущающих ускорений по формулам (3.78). Один из таких алгоритмов предложен Каннингхемом (Cunningham) в [95]. Суть алгоритма заключается в представлении членов разложения (3.72) в виде функций комплексного аргумента вида

$$V_{n,m} = \frac{1}{r^{n+1}} P_{n,m}(\sin \varphi) (\cos m\lambda + i \cdot \sin m\lambda) \quad (3.79)$$

где  $i = \sqrt{-1}$ . Такое представление позволяет выразить возмущающую часть

гравитационного потенциала в следующем виде:

$$\Delta U = \operatorname{Re} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n R_E^n (C_{n,m} - iS_{n,m}) V_{n,m} \quad (3.80)$$

При этом составляющие возмущающего ускорения

$$\Delta g_{0,q} = \frac{\partial \Delta U}{\partial q} = \operatorname{Re} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n R_E^n (C_{n,m} - iS_{n,m}) \frac{\partial V_{n,m}}{\partial q}, \quad q = \{x, y, z\} \quad (3.81)$$

можно вычислить по рекуррентным формулам

$$\Delta g_{0,x} = \begin{cases} -\frac{V_{n+1,m+1}}{2} + \frac{(n-m+2)!}{2(n-m)!} V_{n+1,m-1}, & m > 0 \\ -\frac{V_{n+1,1}}{2} - \frac{V_{n+1,1}^*}{2} & m = 0 \end{cases}$$

$$\Delta g_{0,y} = \begin{cases} \frac{iV_{n+1,m+1}}{2} + \frac{i(n-m+2)!}{2(n-m)!} V_{n+1,m-1}, & m > 0 \\ \frac{iV_{n+1,1}}{2} - \frac{iV_{n+1,1}^*}{2} & m = 0 \end{cases} \quad (3.82)$$

$$\Delta g_{0,z} = -\frac{(n-m+1)!}{(n-m)!} V_{n+1,m}, \quad m \geq 0$$

где  $V^*$  – сопряженная комплексная переменная. Значения  $V_{n,m}$  также вычисляются по рекуррентным формулам

$$\left. \begin{aligned} V_{0,0} &= r^{-1} \\ V_{n,n} &= (2n-1) \frac{(x+iy)}{r^2} V_{n-1,n-1} \\ (n-m)V_{n,m} &= \frac{(2n-1)z}{r^2} V_{n-1,m} - \frac{n+m-1}{r^2} V_{n-2,m} \end{aligned} \right\} \quad (3.83)$$

Алгоритм Каннингхема существенно уменьшает время вычисления возмущающих ускорений по сравнению с непосредственным использованием формул (3.22) или (3.23).

Рассмотрим влияние нецентральности гравитационного поля Земли на элементы близких к круговым орбит, ограничиваясь учетом второй зональной гармоники, которая характеризует эффект полярного сжатия Земли. Отметим, что величина коэффициента  $C_{2,0}$  на три порядка больше, чем значение коэффициента любой другой гармоники. В этом случае

$$\Delta U = -C_{2,0} \frac{\mu R_E^2}{2r^3} (3\sin^2 \varphi - 1) \quad (3.84)$$

Подставляя (3.84) в (3.77) и производя дифференцирование, найдем проекции возмущающего ускорения на оси орбитальной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \Delta g_{0, x_0} &= \frac{3}{2} C_{2,0} \frac{\mu R_E^2}{r^4} (3 \sin^2 u \sin^2 i - 1) \\ \Delta g_{0, y_0} &= -\frac{3}{2} C_{2,0} \frac{\mu R_E^2}{r^4} \sin 2u \sin^2 i \\ \Delta g_{0, z_0} &= -\frac{3}{2} C_{2,0} \frac{\mu R_E^2}{r^4} \sin u \sin 2i \end{aligned} \right\} \quad (3.85)$$

Учитывая (3.85), можно проинтегрировать дифференциальные уравнения движения и определить возмущения в элементах орбиты. Оказывается, что периодические возмущения содержатся во всех элементах оскулирующей орбиты. Они являются малыми величинами. Например, для почти круговой орбиты ( $e \approx 0$ ) изменения элементов, вызывающих смещение трассы, с точностью до членов первого порядка имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \delta T &= \frac{9}{2} C_{2,0} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 T e \cos M \\ \delta e &= \frac{3}{2} C_{2,0} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \cos M \\ \delta i &= \frac{3}{4} C_{2,0} \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 i \cos 2(M + \omega) \end{aligned} \right\} \quad (3.86)$$

Вторая зональная гармоника обуславливает вековые возмущения в угловых элементах – долготе восходящего узла, аргументе широты перигея и средней аномалии. Действительно, подставляя соответствующие производные от возмущающей функции (3.84) в уравнения Лагранжа (3.69) и интегрируя их на одном витке, получим

$$\left. \begin{aligned} \Delta \Omega &= -3\pi C_{2,0} \left(\frac{R_E}{p}\right)^2 \cos i \\ \Delta \omega &= \frac{3}{2} \pi C_{2,0} \left(\frac{R_E}{p}\right)^2 (5 \cos^2 i - 1) \\ \Delta M &= \frac{3}{2} \pi C_{2,0} \left(\frac{R_E}{p}\right)^2 (3 \cos^2 i - 1) \sqrt{1 - e^2} \end{aligned} \right\} \quad (3.87)$$

Из приведенных формул видно, что полярное сжатие Земли вызывает вращение линии узлов орбиты с постоянной скоростью в направлении, противоположном направлению движения спутника по орбите. Это движение называется регрессией линии узлов. Скорость регрессии тем больше, чем меньше наклонение орбиты и достигает максимального значения на экваториальной орбите. Перигей орбиты также перемещается с постоянной скоростью, зависящей от наклонения, по направлению полета. Вековое возмущение аргумента широты перигея обращается в нуль при наклонении  $i \approx 63.5^\circ$ , которое называют критическим. Выбор критического наклонения играет ключевую роль при проектировании системы космической связи, спутники которой располагаются на сильно вытянутых эллиптических орбитах. При этом апогей орбиты будет оставаться практически



неподвижным относительно Земли и, следовательно, относительно области связи. Например, спутники системы связи "Молния" выводятся на орбиту критического наклонения с апогеем на высоте около 40000 км при высоте перигея 400 км.

### 5.4.2 Притяжение Солнца и Луны

Притяжение Солнца ( $j=1$ ) и Луны ( $j=2$ ). При анализе возмущенного движения спутника с учетом гравитационных полей массивных тел солнечной системы последние можно рассматривать как материальные точки вследствие большого их удаления как от спутника, так и от основного притягивающего тела – Земли. При этом проекции возмущающего ускорения можно выразить через частные производные по координатам  $x$ ,  $y$  и  $z$  от возмущающей функции  $R_j$ , которая имеет вид

$$R_j = \mu_j \left( \frac{1}{\Delta_j} - \frac{x \cdot x_j + y \cdot y_j + z \cdot z_j}{r_j^3} \right), \quad (3.88)$$

где  $\mu_j$  – гравитационная постоянная притягивающего тела;

$$\Delta_j = \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2 + (z - z_j)^2}, \quad r_j = \sqrt{x_j^2 + y_j^2 + z_j^2}. \quad (3.89)$$

Таким образом,

$$\Delta g_{j,q} = \frac{\partial R_j}{\partial q} = \mu_j \left( \frac{q_j - q}{\Delta_j^3} - \frac{q_j}{r_j^3} \right), \quad q = \{x, y, z\}.$$

Для определения координат Солнца и Луны можно использовать таблицы Астрономического ежегодника или аппроксимирующие полиномы.

Представляя расстояние  $\Delta_j$  в виде функции угла  $\theta$  (рис. 3.7) как

$$\Delta_j = \sqrt{r_j^2 - 2rr_j \cos \theta_j + r^2}$$

и разлагая затем обратное значение  $\Delta_j$  в ряд по полиномам Лежандра, найдем следующее выражение для возмущающей функции:

$$R_j = \frac{\mu_j}{r_j} \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{r}{r_j} \right)^n P_n(\cos \theta_j), \quad (3.90)$$

где

$$\cos \theta_j = \sin \delta \sin \delta_j + \cos \delta \cos \delta_j \cos(\alpha - \alpha_j), \quad (3.91)$$

$\alpha$  и  $\delta$  – прямое восхождение и склонение спутника. Склонение  $\delta_j$  и прямое восхождение  $\alpha_j$   $j$ -го возмущающего тела можно взять из Астрономического ежегодника.

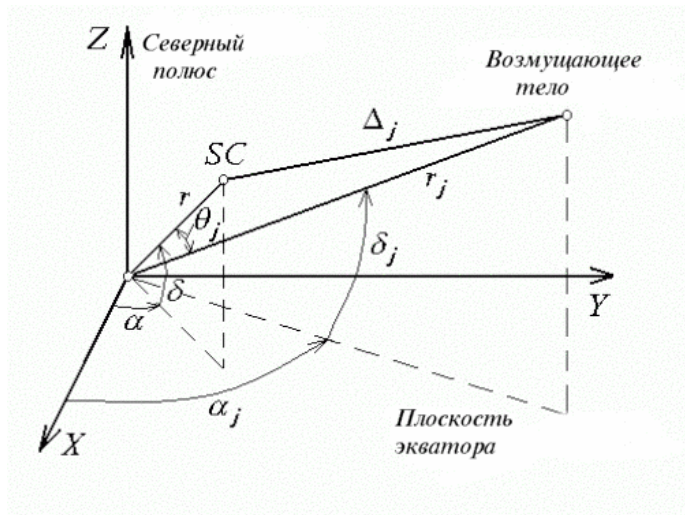


Рис. 3.7. К определению угла  $\theta$

Для вычисления составляющих ускорения от пертурбационной функции в орбитальной системе координат используем соотношения (3.77), в которых частные производные гравитационного потенциала Земли следует заменить частными производными по сферическим координатам от возмущающей функции (3.90), вычисленными по формулам:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial R}{\partial r} &= \frac{\mu}{r_j} \sum_{n=2}^m \frac{nr^{n-1}}{r_j^n} P_n(\cos \theta_j) \\ \frac{\partial R}{\partial \varphi} &= \frac{\mu}{r_j} \sum_{n=2}^m \left( \frac{r^n}{r_j^n} \right)^n \frac{\partial P_n(\cos \theta_j)}{\partial(\cos \theta_j)} \frac{\partial(\cos \theta_j)}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial R}{\partial \lambda} &= \frac{\mu}{r_j} \sum_{n=2}^m \left( \frac{r^n}{r_j^n} \right)^n \frac{\partial P_n(\cos \theta_j)}{\partial(\cos \theta_j)} \frac{\partial(\cos \theta_j)}{\partial \lambda} \end{aligned} \right\}, \quad (3.92)$$

где

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial(\cos \theta_j)}{\partial \varphi} &= \cos \delta \sin \delta_j - \sin \delta \cos \delta_j \cos(\alpha - \alpha_j) \\ \frac{\partial(\cos \theta_j)}{\partial \lambda} &= -\cos \delta \sin \delta_j \sin(\alpha - \alpha_j) \end{aligned} \right\}. \quad (3.93)$$

Притяжение Луны и Солнца становится существенным на расстоянии более  $15 \cdot 10^3$  км от Земли и вызывает как периодические, так и вековые возмущения наклона плоскости орбиты и долготы восходящего узла. Существенным является начальное положение орбиты спутника относительно Луны и Солнца.

### 5.4.3 Аэродинамическое торможение

Аэродинамическое торможение ( $j=3$ ). Сила аэродинамического сопротивления направлена противоположно вектору орбитальной скорости спутника. Ее необходимо учитывать при прогнозировании движения по орбите, высота которой менее 1000 км. Вектор возмущающего ускорения определяется как

$$\Delta \bar{g}_3 = -\frac{C_D S}{2m} \rho V^2 \bar{V}, \quad (3.94)$$

где  $C_D$  – коэффициент, зависящий от формы спутника и условий обтекания;  $S$  – площадь миделева сечения спутника, к которой отнесен коэффициент  $C_D$ ;  $m$  – масса спутника;  $V$  – скорость орбитального движения;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $\bar{V}$  – единичный вектор воздушной скорости:

$$\bar{V} = \bar{V}_0 - \bar{V}_a,$$

где  $\bar{V}_0$  – вектор орбитальной скорости;  $\bar{V}_a$  – вектор скорости движения атмосферы за счет ее вращения вместе с Землей. Проекции вектора воздушной скорости на оси орбитальной системы координат равны

$$\begin{aligned} V_{X_0} &= V \sin \delta^* - V_{ax}, & V_{ax} &= V_a \sin \beta, \\ V_{Y_0} &= -V \cos \delta^*, & V_{Z_0} &= V_{az}, & V_{az} &= V_a \cos \beta. \end{aligned}$$

где угол  $\delta^*$  вычисляется согласно (3.50); определение угла  $\beta$  показано на рис. 3.8.

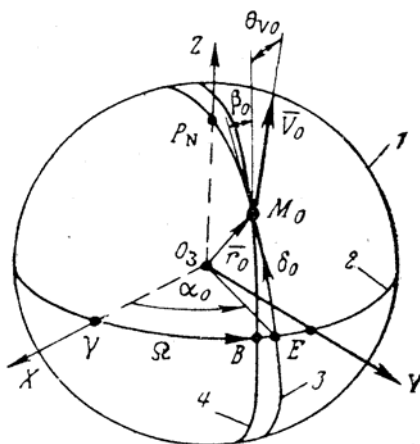


Рис. 3.8. К определению угла  $\beta$

Если считать, что все слои атмосферы увлекаются Землей и вращаются с угловой скоростью  $\omega_E$ , то вектор  $\bar{V}_a$  будет направлен вдоль параллели. Величина этого вектора равна

$$V_a = \omega_E r \cos \varphi.$$

Составляющие этого вектора по осям орбитальной системы координат равны

$$V_{ax} = \omega_E r \cos i, \quad V_{ay} = \omega_E r \sin i \cos u$$

Следовательно, вращение атмосферы приводит к уменьшению составляющей воздушной скорости вдоль оси  $X_0$  на постоянную величину и не меняет характера возмущений элементов орбиты, полученных без учета вращения атмосферы. Изменяется лишь величина возмущений элементов орбиты на несколько процентов по сравнению с возмущениями от невращающейся атмосферы.

Возмущения, вызываемые составляющей  $V_{ax}$ , приводят к уменьшению большой полуоси и эксцентриситета. При этом высота апогея уменьшается быстрее, чем высота перигея. Это объясняется тем, что основное торможение происходит в перигее, так как здесь скорость максимальна, а высота – минимальна. Уменьшение кинетической энергии в перигее преобразуется в соответствующее уменьшение потенциальной энергии в апогее, что выражается в уменьшении высоты. В апогее поле тяготения слабее, чем в перигее. Поэтому, даже если бы уменьшение кинетической энергии в перигее и в апогее было бы одинаковым, высота апогея уменьшалась бы быстрее. Это обстоятельство дополнительно способствует более быстрому уменьшению высоты в апогее.

В результате эллиптическая орбита как бы стремится к круговой. При уменьшении большой полуоси уменьшается и период обращения. Изменение драконического периода за один оборот можно найти как

$$\Delta T_\Omega = \frac{3}{2} T_\Omega \frac{\Delta a}{a}$$

Боковая составляющая воздушной скорости  $V_{az}$ , обусловленная вращением атмосферы, приводит к появлению боковой составляющей аэродинамической силы

$$F_z = \frac{C_{Dl} S_l \rho}{2} (\omega_E r)^2 \sin^2 i |\cos u| \cos u \tag{3.95}$$

где  $C_{Dl}$  – коэффициент боковой аэродинамической силы;  $S_l$  – площадь, к которой отнесен коэффициент  $C_{Dl}$ . Сила  $F_z$  меняет свой знак при переходе через точки с аргументами широты  $u = 90^\circ$  и  $u = 270^\circ$ . Наибольшая боковая сила имеет место на полярной орбите, а на экваториальной орбите она равна нулю. Боковая аэродинамическая сила приводит к вековому возмущению наклона орбиты

$$\frac{di}{dn} = -\frac{4}{3} \frac{r \rho}{\kappa_z} (\omega_E r)^2 \sin^2 i \tag{3.96}$$

где  $\kappa_z = \frac{m}{S_l C_{Dl}}$ ;  $n$  – число оборотов спутника по орбите.

Наиболее важным и сложным вопросом при учете аэродинамического

торможения является получение математической модели плотности атмосферы как функции  $\rho(h)$  высоты  $h$ .

ГОСТ 25654.115-84 устанавливает модели ВСА-82 и ДСА-84. Первая модель – это зависимость плотности только от высоты, осредненная по времени суток и циклам солнечной активности.

Значение плотности по модели ВСА-82, выраженное в  $\text{кг/м}^3$ , вычисляется по формуле

$$\rho(h) = A \exp[-k_1(h - h_j) + k_2(h - h_j)^2],$$

где  $h$  – высота;  $h_j$  – верхняя граница слоя, определяющая значения коэффициентов, входящих в правую часть формулы плотности:

| $h, \text{ км}$ | $h_j, \text{ км}$ | $A, \text{ кг/м}^3$   | $k_1 \cdot 10^2, \text{ 1/км}$ | $k_2 \cdot 10^5, \text{ 1/км}^2$ |
|-----------------|-------------------|-----------------------|--------------------------------|----------------------------------|
| 0..19           | 0                 | $1.225 \cdot 10^9$    | 7.825                          | -263.9                           |
| 20..59          | 20                | $0.891 \cdot 10^8$    | 16.37                          | 44.07                            |
| 60..99          | 60                | $2.578 \cdot 10^5$    | 5.905                          | -256                             |
| 100..149        | 100               | $4.061 \cdot 10^2$    | 17.87                          | 146.9                            |
| 150..299        | 150               | 2.13                  | 3.734                          | 8.004                            |
| 300..599        | 300               | $4.764 \cdot 10^{-2}$ | 0.7735                         | 0.7111                           |
| 600..899        | 600               | $8.726 \cdot 10^{-3}$ | 0.928                          | 0.1831                           |
| $\geq 900$      | 900               | $6.367 \cdot 10^{-4}$ | 0.954                          | 0                                |

Согласно модели динамической стандартной атмосферы ДСА–84 плотность вычисляется по формулам:

а) для высот в диапазоне 0..120 км – по формуле

$$\rho(h) = A \exp[-k_1(h - h_j) + k_2(h - h_j)^2], \quad (3.97)$$

где

| $h, \text{ км}$ | $h_j, \text{ км}$ | $A, \text{ кг/м}^3$ | $k_1 \cdot 10^2, \text{ 1/км}$ | $k_2 \cdot 10^5, \text{ 1/км}^2$ |
|-----------------|-------------------|---------------------|--------------------------------|----------------------------------|
| 0..19           | 0                 | $1.225 \cdot 10^9$  | 7.825                          | -263.9                           |
| 20..59          | 20                | $0.891 \cdot 10^8$  | 16.37                          | 44.07                            |
| 60..99          | 60                | $2.578 \cdot 10^5$  | 5.905                          | -256                             |
| 100..149        | 100               | $4.061 \cdot 10^2$  | 17.87                          | 146.9                            |

б) для высот в диапазоне 120..1500 км – по формуле

$$\rho(h) = \rho_n k_0 k_1 k_2 k_3 k_4, \quad (3.97a)$$

где  $\rho_n = 9.80665 \exp[A_1 - A_2 \sqrt{h - A_3}]$  – плотность "ночной" атмосферы;

$k_0$  – коэффициент, учитывающий вариации плотности, вызванные средневзвешенным значением коэффициента солнечной активности,

$k_1$  – коэффициент, учитывающий суточный эффект перераспределения плотности,

$k_2$  – коэффициент, учитывающий полугодовой эффект перераспределения плотности,

$k_3$  – коэффициент, учитывающий вариации плотности, определяемые отклонением коэффициента солнечной активности от средневзвешенного значения

$k_4$  – коэффициент, учитывающий зависимость плотности атмосферы от геомагнитной активности. Эти коэффициенты вычисляются по следующим формулам:

$$k_0 = 1 + (L_0 + L_1 h + L_2 h^2) (\bar{F}_{10.7} - F_{10.7});$$

$$k_1 = 1 + (C_0 + C_1 h + C_2 h^2 + C_3 h^3) \left[ \frac{1 + C_\varphi}{2} \right]^{0.5(n_0 + n_1 h)};$$

$$k_2 = 1 + A(D) (D_0 + D_1 h + D_2 h^2 + D_3 h^3);$$

$$k_3 = 1 - (B_0 + B_1 h + B_2 h^2) \frac{\bar{F}_{10.7} - F_{10.7}}{F_{10.7}};$$

$$k_4 = 1 + (E_0 + E_1 h + E_2 h^2 + E_3 h^3) (E_4 + E_5 K_p + E_6 K_p^2);$$

$$C_\varphi = \frac{1}{R} [Z \sin \delta_c + \cos \delta_c (X \cos \beta + Y \sin \beta)];$$

$$\beta = \alpha_c - S - \omega_0 (T_D - \delta T) + \varphi_1$$

$T_D$  – местное время в секундах;

$S$  – звездное время на текущей долготе;

$\delta T$  – сдвиг местного времени по отношению к Гринвичу;

$D$  – число суток с начала года до местной даты расчета;

$\alpha_c, \delta_c$  – прямое восхождение и склонение Солнца;

$\bar{F}_{10.7}$  – средневзвешенный коэффициент солнечной активности на волне 20.7 см;

$k_p$  – коэффициент геомагнитной активности.

Коэффициенты  $A_j, D_j, B_j, C_j, n_j, \varphi_1, E_j, L_j$  и значения функции  $A(D)$  задаются в табличной форме. Подробное описание алгоритма вычисления плотности по ДСА-84 можно найти в [1].

#### 5.4.4 Давление солнечного света

Давление солнечного света ( $j = 4$ ). При рассмотрении влияния светового давления будем принимать, что коэффициент отражения поверхности спутника и площадь его поперечного сечения, нормального к световому потоку, являются постоянными величинами. Тогда проекции возмущающего ускорения являются частными производными от возмущающей функции

$$R_4 = -C_R S_R q_R \frac{A^2}{\Delta_1}, \quad (3.98)$$

где  $C_R$  – коэффициент отражения поверхности спутника;  $S_R$  – отношение площади поперечного сечения спутника, нормального к световому потоку, к массе спутника;  $q_R = 4.56 \times 10^{-6} \text{ Н/м}^2$  – световое давление в районе орбиты Земли;  $A = 1.4959787061 \times 10^{11} \text{ м}$  – расстояние от Земли до Солнца;  $\Delta_1$  – расстояние от спутника до Солнца. Так как расстояние между Землей и спутником во много раз меньше  $A$ , то, разлагая  $1/\Delta_1$  в ряд по степеням отношения  $r/r_1$  и ограничиваясь первым членом разложения, зависящим от координат спутника, получим возмущающую функцию в виде

$$R_4 = -C_R S_R q_R \left( \frac{A}{r_1} \right)^2 \bar{r} \cos \theta_1, \quad (3.99)$$

где  $\cos \theta_1$  определяется по формуле (3.91). Проекция возмущающего ускорения от светового давления на оси орбитальной системы координат могут быть вычислены по формулам (3.77), в которых производные  $\partial U / \partial l$ ,  $l = \{r, \varphi, \lambda\}$  заменены на производные от возмущающей функции  $R_4$  по сферическим координатам  $r, \varphi, \lambda$ :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial R_4}{\partial r} &= -C_R S_R q_R \left( \frac{A}{r_1} \right)^2 \cos \theta_1 \\ \frac{\partial R_4}{\partial \varphi} &= C_R S_R q_R \left( \frac{A}{r_1} \right)^2 r \sin \theta_1 \frac{\partial \theta_1}{\partial \varphi} \\ \frac{\partial R_4}{\partial \lambda} &= C_R S_R q_R \left( \frac{A}{r_1} \right)^2 r \sin \theta_1 \frac{\partial \theta_1}{\partial \lambda} \end{aligned} \right\}, \quad (3.100)$$

где  $\frac{\partial \theta_1}{\partial \varphi}$  и  $\frac{\partial \theta_1}{\partial \lambda}$  находятся из (3.93).

Если не учитывать прохождение спутником через тень Земли, то можно считать, что на витке действует постоянное малое по величине возмущающее ускорение, направленное по нормали к плоскости орбиты, и периодическое возмущающее ускорение, изменяющееся с частотой, равной частоте обращения спутника по орбите.

От витка к витку величина и направление этих возмущений медленно меняются в соответствии с движением Солнца относительно Земли в плоскости эклиптики. При таких возмущающих ускорениях практически отсутствуют вековые изменения элементов  $\Omega$  и  $i$ . Однако вековые возмущения имеют место для периода обращения. Эксцентриситет за счет светового давления на спутник испытывает долгопериодические возмущения, основное из которых имеет период, равный периоду обращения Земли вокруг Солнца.

При определении влияния сил светового давления на движение спутника

нужно также учитывать области экранирования солнечного света Землей.

### 5.4.5 Влияние управляющей силы

Ускорение от управляющей силы ( $j=5$ ). Управляющие силы используют для осуществления маневров и для коррекции орбитального движения. Для управления движением спутника могут использоваться ракетные двигатели большой или малой тяги. При использовании двигателей большой тяги, создающих ускорение, соизмеримое с ускорением силы тяжести, можно говорить об импульсной коррекции и не учитывать время, в течение которого действует управляющая сила. Двигатели малой тяги создают ускорение много меньшее, чем величина ускорения силы тяжести. При этом для коррекции движения необходимы длительные участки полета с включенными двигателями.

Обычно вектор управляющего ускорения задается в орбитальной системе координат, как показано на рис. 3.9.

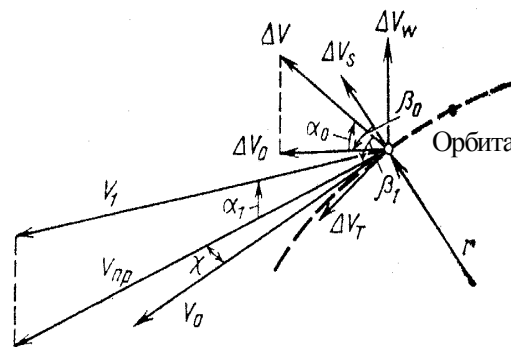


Рис. 3.9. Компоненты управляющего ускорения

Ориентация вектора  $\Delta \bar{g}_5$  задается двумя углами  $\alpha$  и  $\beta$ , тогда проекции его на орбитальные оси есть

$$\left. \begin{aligned} \Delta g_{5,x_0} &= |\Delta \bar{g}_5| \cos \beta \sin \alpha \\ \Delta g_{5,y_0} &= |\Delta \bar{g}_5| \cos \beta \cos \alpha \\ \Delta g_{5,z_0} &= |\Delta \bar{g}_5| \sin \beta \end{aligned} \right\} \quad (3.101)$$

Формулы (3.101) можно использовать для расчетов как импульсной, так и длительной коррекции. При этом углы  $\alpha$  и  $\beta$  следует рассматривать как управляющие функции. Модуль вектора управляющего ускорения также можно рассматривать как управляющую функцию, если тягу двигателя можно регулировать в некоторых заданных пределах. На практике, однако, более распространены нерегулируемые двигатели коррекции, работающие в режиме "включен/выключен". Для повышения точности прогнозирования управляемого движения спутника необходимо учитывать возможные погрешности исполнения коррекции. Будем различать две модели ошибок



величины управляющего ускорения – аддитивную и мультипликативную.

Аддитивная модель имеет вид

$$\Delta g_{5add} = \Delta g_5 + \xi, \quad (3.102)$$

где  $\xi$  – случайная величина при импульсной коррекции или случайный процесс при продолжительной коррекции.

Мультипликативная модель имеет вид

$$\Delta g_{5mul} = \Delta g_5(1 + \xi). \quad (3.103)$$

Отметим, что помимо ошибок ускорения по величине необходим учет ошибок направления вектора тяги, связанных со случайностью углов  $\alpha$  и  $\beta$ . Модели этих ошибок аналогичны приведенным выше.

## 5.5 Упрощенная модель движения спутника

Для решения широкого круга задач проектирования космических систем, управления, навигации и анализа точности чрезвычайно удобны уравнения, получаемые линеаризацией нелинейных уравнений в окрестности некоторой опорной (невозмущенной) орбиты.

Любую систему дифференциальных уравнений движения из числа рассмотренных выше можно представить в виде

$$\dot{X} = F(X, G), \quad (3.104)$$

где  $X$  – вектор состояния размера  $(m \times l)$ ;  $G$  – вектор возмущений размера  $(m \times l)$ ;  $F$  – вектор-функция размера  $(n \times l)$ . Линеаризация (3.104) в окрестности опорной орбиты приводит к системе уравнений

$$\Delta \dot{X} = A(t)\Delta X + B(t)G, \quad (3.105)$$

где  $A(t)$  и  $B(t)$  – матрицы частных производных вектор-функции  $F(X, G)$  по компонентам векторов  $X$  и  $G$  соответственно;  $\Delta X$  – отклонения вектора состояния спутника  $X(t)$  от значений на опорной орбите.

Главным преимуществом уравнений вида (3.105) является существование фундаментальной системы ее решений, образующих так называемую фундаментальную матрицу  $\Phi(t, t_0)$ , удовлетворяющую уравнению

$$\frac{d\Phi(t, t_0)}{dt} = A\Phi(t, t_0), \quad \Phi(t_0, t_0) = I_n, \quad (3.106)$$

где  $I_n$  – единичная матрица размером  $(n \times n)$ .

Рассмотрим, как и в каком виде может быть получена фундаментальная матрица при использовании различных систем координат.

**Геоцентрическая экваториальная система координат.** Компонентами вектора состояния спутника в данном случае являются  $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \dot{x}, \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z}$ .

Матрица  $A(t)$  в (3.105) имеет вид

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\frac{\mu}{r^3} \left(1 - \frac{3x^2}{r^2}\right) & \frac{3\mu xy}{r^5} & \frac{3\mu xz}{r^5} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{3\mu yx}{r^5} & -\frac{\mu}{r^3} \left(1 - \frac{3y^2}{r^2}\right) & \frac{3yz}{r^5} & & & \\ \frac{3\mu zx}{r^5} & \frac{3\mu zy}{r^5} & -\frac{\mu}{r^3} \left(1 - \frac{3z^2}{r^2}\right) & & & \end{bmatrix}, \quad (3.107)$$

где  $x = x(t)$ ,  $y = y(t)$  и  $z = z(t)$  соответствуют опорной орбите. Соответствующая фундаментальная матрица может быть определена численным интегрированием уравнения (3.106) (так называемый метод Блисса). Этот метод наиболее эффективен для орбит с большим эксцентриситетом  $e > 0.3$ . Для круговой опорной орбиты фундаментальную матрицу удастся получить аналитически. С этой целью уравнения движения записываются в геоцентрической экваториальной системе с использованием сферических координат. Рассмотрим частный случай, когда опорная орбита – круговая экваториальная и общий случай круговой наклонной орбиты.

**Круговая экваториальная опорная орбита.** При использовании сферических координат элементами вектора состояния будут

$\Delta r, \Delta \alpha, \Delta \delta, \Delta \dot{r}, \Delta \dot{\alpha}, \Delta \dot{\delta}$ . Линеаризация уравнений (3.104) осуществляется в окрестности экваториальной орбиты радиуса  $r_0$ . Матрица  $A(t)$  в этом случае имеет вид

$$A_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3\omega_0^2 & 0 & 0 & 0 & 2V_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{2\omega_0}{r_0} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_0^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.108)$$

где  $\omega_0 = \frac{1}{r_0} \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$  – угловая скорость обращения спутника по орбите,  $V_0 = r_0 \omega_0$  – круговая скорость. Нетрудно видеть, что элементы матрицы  $A$  не зависят от времени, вследствие чего соответствующая фундаментальная матрица находится аналитически. Ее элементы зависят от разности  $\tau = t - t_0$ :

$$\Phi_0(\tau) = \begin{bmatrix} 4 - 3 \cos \varphi & 0 & 0 & \frac{\sin \varphi}{\omega_0} & \frac{2r_0(1 - \cos \varphi)}{\omega_0} & 0 \\ \frac{6(\sin \varphi - \varphi)}{r_0} & 1 & 0 & \frac{2(1 - \cos \varphi)}{V_0} & \frac{4 \sin \varphi}{\omega_0} - 3\tau & 0 \\ 0 & 0 & \cos \varphi & 0 & 0 & \frac{\sin \varphi}{\omega_0} \\ 3\omega_0 \cos \varphi & 0 & 0 & 0 & 2r_0 \sin \varphi & 0 \\ -\frac{6\omega_0(1 - \cos \varphi)}{r_0} & 0 & 0 & -\frac{2 \sin \varphi}{r_0} & 4 \cos \varphi - 3 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_0 \sin \varphi & 0 & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix}, \quad (3.109)$$

где  $\varphi = \omega_0 \tau$ .

**Круговая наклонная опорная орбита.** В этом случае удобно перейти к специальной наклонной системе координат, вводимой в дополнение к рассмотренным в разд. 1. Начало наклонной системы  $\tilde{X}\tilde{Y}\tilde{Z}$  совпадает с началом геоцентрической экваториальной системы, плоскость  $\tilde{X}\tilde{Y}$  совпадает с плоскостью опорной орбиты. Ось  $\tilde{X}$  лежит в плоскости экватора и направлена в восходящий узел опорной орбиты. Ось  $\tilde{Z}$  перпендикулярна к плоскости опорной орбиты, и ее направление совпадает с направлением орбитальной оси  $Z_0$ . Ось  $\tilde{Y}$  дополняет систему до правой тройки. Матрица перехода от геоцентрической экваториальной системы координат к наклонной имеет структуру (3.11), а матрица направляющих косинусов имеет вид

$$M = \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\cos i \sin \Omega & \cos i \cos \Omega & \sin i \\ \cos i \sin \Omega & -\sin i \cos \Omega & \cos i \end{bmatrix}, \quad (3.110)$$

где  $\Omega$  и  $i$  – параметры опорной орбиты. Затем необходимо перейти от прямоугольных координат в наклонной системе координат к сферическим. При этом начальная плоскость наклонной сферической системы координат  $\tilde{X}\tilde{Y}\tilde{Z}$  совпадает с плоскостью  $\tilde{X}\tilde{Y}$ , угол  $\tilde{\alpha}$  отсчитывается от оси  $\tilde{X}$ , угол  $\tilde{\delta}$  – в плоскости, перпендикулярной плоскости опорной орбиты. Линеаризация уравнений в наклонной системе координат приводит к фундаментальной матрице, совпадающей с (3.109).

**Орбитальная система координат.** Для решения задач автономной навигации и анализа точности определения орбит автономными средствами удобно рассматривать линеаризованные уравнения в связанной орбитальной системе координат. При использовании сферических координат  $\delta r$ ,  $\alpha$ ,  $\delta$ , где  $\delta r$  – расстояние между ИСЗ и опорной орбитой вдоль радиус-вектора спутника, линеаризация этих уравнений в окрестности опорной круговой орбиты также приводит к фундаментальной матрице (3.109). Если опорная орбита существенно отличается от круговой ( $e > 0.3$ ), уравнения

возмущенного движения можно линеаризовать в орбитальной системе координат, которая связана с точкой, движущейся по эллиптической орбите, элементы которой совпадают со средними значениями оскулирующих элементов возмущенной орбиты спутника. При использовании декартовой системы координат матрица  $A$  в уравнении (3.105) имеет вид

$$A = \begin{bmatrix} 0_3 & I_3 \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad (3.111)$$

где  $0_3$  – нулевая матрица ( $3 \times 3$ ),  $I_3$  – единичная матрица ( $3 \times 3$ );

$$A_{21} = \begin{bmatrix} \frac{\mu}{R^3} \left( 1 - \frac{3x^2}{R^2} \right) + \omega^2 & \frac{3\mu(R_0 + x)y}{R^5} & \frac{3\mu(R_0 + x)z}{R^5} \\ \frac{3\mu(R_0 + x)y}{R^5} + \varepsilon & \frac{\mu}{R^3} \left( 1 - \frac{3y^2}{R^2} \right) + \omega^2 & \frac{3\mu yz}{R^5} \\ \frac{3\mu(R_0 + x)z}{R^5} & \frac{3\mu yz}{R^5} & \frac{\mu}{R^3} \left( 1 - \frac{3z^2}{R^2} \right) + \omega^2 \end{bmatrix},$$

$$A_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega & 0 \\ -2\omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$R = \sqrt{(R_0 + x)^2 + y^2 + z^2}, \quad R_0 = a(1 - e \cos E),$$

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{\sqrt{1 - e^2}}{(1 - e \cos E)^2}, \quad \varepsilon = -\frac{2\mu(e\sqrt{1 - e^2} - \cos E)}{a^3(1 - e \cos E)^4},$$

где  $x, y, z$  – координаты спутника на опорной орбите;  $a, e, E$  – параметры опорной орбиты.

Фундаментальная матрица, соответствующая (3.111), находится методом Блисса.

**Учет аэродинамического торможения.** Для низких орбит необходим учет влияния атмосферы на движение спутника. Аналитическое решение для фундаментальной матрицы с учетом торможения в атмосфере удается найти в случае круговой опорной орбиты с использованием сферической экваториальной системы координат. При этом в вектор состояния линеаризованной системы помимо компонент  $\Delta r, \Delta \alpha, \Delta \delta, \Delta \dot{r}, \Delta \dot{\alpha}, \Delta \dot{\delta}$  вводят дополнительную компоненту  $\Delta \beta$ , равную отклонению баллистического

коэффициента  $\beta_0$  от номинального, рассчитываемого по формуле  $\beta = C_D \frac{\rho S}{2m}$ , где  $C_D$  – коэффициент лобового сопротивления;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $S$  – площадь миделя спутника;  $m$  – масса спутника. Таким образом,  $\beta = \beta_0 + \Delta \beta$ , где  $\Delta \beta$  рассматривается как случайная величина, подчиняющаяся нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и

дисперсией  $\sigma_{\Delta\beta}^2$ .

Формальное дифференциальное уравнение формирующего фильтра для компоненты  $\Delta\beta$  имеет вид

$$\Delta\dot{\beta} = 0 \quad (3.112)$$

В качестве невозмущенной орбиты принимается круговая при стандартной плотности атмосферы и значении баллистического коэффициента спутника  $\beta_0$ . Матрица  $A$  соответствующей линеаризованной системы уравнений имеет вид

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 3\omega_0^2 - \beta_0\rho\omega_0^2(B_i r_0 - 1) & 0 & 0 & 0 & 2r_0\omega_0 - 2\beta_0\rho\omega_0 r_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{2\omega_0}{r_0} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_0^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.113)$$

где

$$B_i = K_1^i - 2K_2^i(r - r_i),$$

$$\rho = A_i \exp \left\{ - \left[ K_1^i (r - r_i)^2 + K_2^i (r - r_i)^2 \right] \right\}, \quad (3.114)$$

$A_i, K_1^i, K_2^i, r_i$  – коэффициенты и значения радиус-вектора спутника для  $i$ -го слоя атмосферы.

**Учет давления солнечного света.** Детерминированная модель влияния давления солнечных лучей на движение спутника в предположении, что облучаемая площадь сечения спутника точно известна, приведена в разд. 4. В реальной ситуации всегда имеют место дополнительные возмущения, связанные, в частности, с ошибками ориентации солнечных батарей по всем трем осям орбитальной системы координат. Ошибки ориентации панелей приводят к возникновению проекций силы светового давления в зависимости от положения Земли, Солнца и спутника.

Считая эти ошибки случайными и независимыми по осям орбитальной системы координат, возмущающие ускорения можно представить формирующими фильтрами подобно (3.112). При этом фундаментальная матрица может быть найдена аналитически, если использовать сферические координаты  $r, \alpha, \delta$  и круговую опорную орбиту радиуса  $r_0$ . Матрица  $A$  в уравнении (3.105) имеет вид

$$A = \begin{bmatrix} A_0 & | & 0_{6,3} \\ \hline 0_{6,3}^T & | & 0_3 \end{bmatrix}, \quad (3.115)$$

где  $0_{6,3}$  – нулевая матрица (6×3);  $0_3$  – нулевая матрица (3×3); элементы вектора состояния –  $\Delta r$ ,  $\Delta \alpha$ ,  $\Delta \delta$ ,  $\Delta \dot{r}$ ,  $\Delta \dot{\alpha}$ ,  $\Delta \dot{\delta}$ ,  $\Delta s_r$ ,  $\Delta s_\alpha$ ,  $\Delta s_\delta$ . Причем элементы  $\Delta s_r, \Delta s_\alpha, \Delta s_\delta$  есть центрированные некоррелированные случайные величины с дисперсиями  $\sigma_{s_r}^2, \sigma_{s_\alpha}^2, \sigma_{s_\delta}^2$ , характеризующие ошибки ориентации. Фундаментальная матрица линеаризованной системы уравнений движения имеет вид

$$\Phi(\tau) = \left[ \begin{array}{c|c} \Phi_0(\tau) & 0_{6,3} \\ \hline 0_{6,3} & I_3 \end{array} \right], \quad (3.116)$$

где  $\Phi_0(\tau)$  есть фундаментальная матрица (3.109).

Отметим, что как при учете аэродинамического торможения, так и светового давления аналитическое решение для фундаментальной матрицы удастся получить и для случая, когда формирующие фильтры этих возмущений имеют не нулевой, а первый порядок:

$$\Delta \dot{y} = a_y y + b_y \xi, \quad (3.117)$$

где  $a_y$ ,  $b_y$  – коэффициенты;  $\xi$  – стандартный белый шум.

**Уравнения в смешанных координатах.** В линейном приближении удастся получить решение системы уравнений (3.71). Линеаризованные уравнения в смешанных координатах оказываются весьма удобными для решения задач управления как при импульсной, так и при непрерывной тяге. С другой стороны, (3.71) можно рассматривать как приближенное решение уравнений возмущенного движения.

Предположим, что опорная (невозмущенная) орбита – круговая и характеризуется радиусом  $r_0$ , наклоном  $i_0$  и долготой восходящего узла  $\Omega_0$ . Тогда система уравнений (3.71) распадается на две независимые системы уравнений. Первая из них описывает движение спутника в плоскости орбиты, а вторая – изменение пространственного положения орбиты.

Будем рассматривать интервал времени, который состоит из пассивного  $t_k$  и активного  $\tau_k$  участков. На пассивном участке управляющее ускорение отсутствует. На активном участке проекции ускорения на орбитальные оси постоянны. Представление интервала времени как последовательности пассивного и активного участков является условным. Так, движение спутника можно представить последовательностью "активных" участков, на каждом из которых действуют постоянные по величине и направлению ускорения, вызванные возмущающими факторами, рассмотренными ранее.

Подсистему уравнений движения спутника в плоскости орбиты (3.71) можно записать как

$$\ddot{r} - r\dot{\alpha}^2 + \frac{\mu}{r^2} = f_R$$

$$2\dot{r}\dot{\alpha} + r\ddot{\alpha} = f_T,$$

где  $f_R$  и  $f_T$  – проекции возмущающего ускорения на радиус-вектор и нормаль к нему в плоскости орбиты соответственно.

Линеаризуя эти уравнения в окрестности круговой орбиты, получим

$$\begin{aligned} \Delta\ddot{r} - 3\omega_0^2\Delta r - 2V_0\Delta\dot{\alpha} &= f_R, \\ 2\omega_0\Delta\dot{r} + r_0\Delta\ddot{\theta} &= f_T, \end{aligned} \quad (3.118)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta r &= r - r_0, & \Delta\dot{r} &= \dot{r}, \\ \Delta\alpha &= \alpha - \omega_0 t, & \Delta\dot{\alpha} &= \dot{\alpha} - \omega_0. \end{aligned} \quad (3.119)$$

Зная радиус опорной орбиты  $r_0$ , найдем ее параметры:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}, \quad \omega_0 = \frac{V_0}{r_0}. \quad (3.120)$$

При постоянных (в течение активного участка) проекциях ускорения уравнения (3.118) интегрируются аналитически. Решение системы (3.118) на интервале  $[t_k \dots t_{k+1} = t_k + \tau_k]$  имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \Delta r_{k+1} &= -\frac{r_0}{3\pi} v_k + a_k \sin \varphi_k - b_k \cos \varphi_k + \\ &\quad + \frac{2f_T(\eta_k - \sin \eta_k)}{\omega_0^2} + \frac{f_R(1 - \cos \eta_k)}{\omega_0^2} \\ \Delta \dot{r}_{k+1} &= \omega_0(a_k \cos \varphi_k + b_k \sin \varphi_k) + \frac{2f_T(1 - \cos \eta_k)}{\omega_0} + \frac{f_R \sin \eta_k}{\omega_0} \\ \Delta \alpha_{k+1} &= \Delta \alpha_k + \frac{\varphi_k}{2\pi} v_k - \frac{2a_k}{r_0}(1 - \cos \varphi_k) + \frac{2b_k}{r_0} \sin \varphi_k - \frac{3\tau_k^2 f_T}{2r_0} + \\ &\quad + \frac{4(1 - \cos \eta_k)f_T}{V_0\omega_0} - \frac{2f_R(\eta_k - \sin \eta_k)}{V_0\omega_0} \\ \Delta \dot{\alpha}_{k+1} &= \frac{\omega_0}{2\pi} v_k - \frac{2\omega_0}{r_0}(a_k \sin \varphi_k - b_k \cos \varphi_k) + \\ &\quad + \left( \frac{4 \sin \eta_k}{V_0} - \frac{3\tau_k}{r_0} \right) f_T - \frac{2f_R(1 - \cos \eta_k)}{V_0} \end{aligned} \right\} (3.121)$$

где

$$v_k = -\frac{6\pi}{r_0} \left( 2\Delta r_k + \frac{r_0}{\omega_0} \right), \quad (3.122)$$

$$a_k = \frac{\Delta \dot{r}_k}{\omega_0}, \quad (3.123)$$

$$b_k = 3\Delta r_k + \frac{2r_0}{\omega_0} \Delta \dot{\alpha} \quad (3.124)$$

$$\varphi_k = \omega_0(t_k + \tau_k), \quad \eta_k = \omega_0\tau_k. \quad (3.125)$$

Индекс "k" относит переменную к моменту времени  $t_k$ .  
 Заменим уравнения для  $\Delta r$  и  $\Delta \dot{r}$  в (3.121) переменными  $a$  и  $b$ , учитывая (3.123) и (3.124). В результате получим линейное приближение решения уравнений, описывающих движение спутника в неподвижной плоскости орбиты:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \alpha_{k+1} &= \Delta \alpha_k + \frac{\varphi_k}{2\pi} v_k - \frac{2(1 - \cos \varphi_k)}{r_0} a_k + \frac{2 \sin \varphi_k}{r_0} b_k - \\ &\quad - \frac{3\tau_k^2 f_T}{2r_0} + \frac{4f_T(1 - \cos \eta_k)}{V_0 \omega_0} - \frac{2f_R(\eta_k - \sin \eta_k)}{V_0 \omega_0} \\ v_{k+1} &= v_k + u_k \\ a_{k+1} &= a_k \cos \varphi_k + b_k \sin \varphi_k + \frac{2f_T(1 - \cos \eta_k)}{\omega_0^2} + \frac{f_R \sin \eta_k}{\omega_0^2} \\ b_{k+1} &= -a_k \sin \varphi_k + b_k \cos \varphi_k + \frac{2f_T \sin \eta_k}{\omega_0^2} - \frac{f_R(1 - \cos \eta_k)}{\omega_0^2} \end{aligned} \right\}, \quad (3.126)$$

где

$$u_k = -\frac{6\pi f_T \tau_k}{V_0} \quad (3.127)$$

Переменные состояния в уравнениях (3.126) имеют следующий смысл. Положение спутника на возмущенной орбите относительно положения на опорной орбите характеризуется величиной  $\Delta \alpha_k$ . Это есть угловое расстояние между радиус-вектором спутника и радиус-вектором точки, которая движется по опорной орбите. Изменение  $\Delta \alpha$  за один оборот по опорной орбите есть величина  $v_k$ , которая называется скоростью дрейфа. Это определение нетрудно проверить, рассмотрев первое уравнение системы (3.126) при нулевых составляющих ускорения на интервале  $\varphi_k = 2\pi$ . Учитывая (3.48) и (3.120), определение переменной  $a_k$  (3.123) можно записать иначе как

$$a_k = r_0 e_k \sin \vartheta_k \quad (3.128)$$

Покажем, что

$$e_k = \frac{\sqrt{a_k^2 + b_k^2}}{r_0} \quad (3.129)$$

Для этого обратимся к соотношениям (3.34) и (3.35), откуда найдем:

$$e_k = \frac{\Delta r_{\max} - \Delta r_{\min}}{2r_0}, \quad (3.130)$$

где  $\Delta r_{\max} = r_\alpha - r_0$ ,  $\Delta r_{\min} = r_\pi - r_0$  при  $f_T = f_R = 0$ .

Из первого уравнения системы (3.121) с учетом (3.123) и (3.124) следует, что

$$\Delta r_{\max} = -\frac{r_0}{3\pi} v_k + \sqrt{a_k^2 + b_k^2},$$



$$\Delta r_{\min} = -\frac{r_0}{3\pi} v_k - \sqrt{a_k^2 + b_k^2}$$

Подставляя найденные значения в (3.130), приходим к формуле (3.129). Кроме того, из (3.128) и (3.129) получим

$$b_k = r_0 e_k \cos \vartheta_k \quad (3.131)$$

Таким образом, форма возмущенной орбиты полностью определяется параметрами  $a_k$  и  $b_k$ . Эти два параметра суть компоненты вектора Лапласа, отнесенные к угловой скорости  $\omega_0$  радиус-вектора опорной орбиты. Переменные состояния  $\Delta\alpha$ ,  $v$ ,  $a$  и  $b$  полностью определяют возмущенную орбиту спутника относительно круговой невозмущенной орбиты в неподвижной плоскости.

Отметим, что переменная  $u_k$ , введенная согласно (3.127), есть приращение скорости дрейфа на интервале времени  $[t_k \dots t_{k+1} = t_k + \tau_k]$  из-за постоянного трансверсального ускорения, действующего в течение времени  $\tau_k$ . При решении задач управления движением спутника величина  $u_k$  рассматривается как управляющее воздействие.

Принимая во внимание соотношения (3.129), (3.128) и (3.131), можно найти уравнение, описывающее эволюцию эксцентриситета возмущенной орбиты:

$$e_{k+1} = \sqrt{e_k^2 + s_k^2 + 2e_k s_k \cos(\varphi_k - 0.5\eta_k + \vartheta_k - \psi_k)}, \quad (3.132)$$

где

$$s_k = \frac{2A_k}{V_0\omega_0} \sin \frac{\eta_k}{2}, \quad A_k = \sqrt{4f_{T,k}^2 + f_{R,k}^2}, \quad \tan \psi_k = \frac{f_R}{2f_T}. \quad (3.133)$$

Теперь рассмотрим уравнения, описывающие положение орбиты в пространстве. Как следует из системы (3.71), ускорение, направленное по нормали к плоскости орбиты (бинормальная составляющая), не влияет на движение спутника в ее плоскости. Поэтому уравнения для  $\Omega$ ,  $\omega$  и  $i$  можно линеаризовать относительно опорных значений только с учетом бинормального ускорения. Поскольку в течение пассивного участка ( $f_N = 0$ ) параметры  $\Omega$ ,  $\omega$  и  $i$  постоянны, рассмотрим только активный участок при  $f_T = f_R = 0$ ,  $f_N \neq 0$ .

Введем дополнительные переменные

$$\beta(t) = \sin i(t) \sin \omega(t), \quad \chi(t) = \sin i(t) \cos \omega(t). \quad (3.134)$$

Линеаризуя уравнение для наклона на интервале времени  $\tau$ , т.е. полагая, что

$$i_{k+1} = i_k + \Delta i(\tau), \quad (3.135)$$

где приращение  $\Delta i(\tau)$  достаточно мало, линеаризуем выражения для дополнительных переменных:

$$\beta_{k+1} = (\sin i_k + \Delta i \cos i_k) \sin \omega, \quad \chi_{k+1} = (\sin i_k + \Delta i \cos i_k) \cos \omega. \quad (3.136)$$

Отметим, что из (3.136) следует

$$\beta_{k+1}^2 + \chi_{k+1}^2 = (\sin i_k + \Delta i \cos i_k)^2$$

и, следовательно,

$$\Delta i(\tau) = \sqrt{\frac{\beta_{k+1}^2 + \chi_{k+1}^2}{\cos^2 i_k}} - \tan i_k \quad (3.137)$$

Дифференциальные уравнения для дополнительных переменных получим дифференцированием выражений (3.134) по времени и подстановкой производных из (3.71):

$$\dot{\beta} = -\frac{f_N}{V_0} \cos i_k \sin \vartheta, \quad \dot{\chi} = \frac{f_N}{V_0} \cos i_k \cos \vartheta \quad (3.138)$$

где  $i_k$  – наклонение в начале  $k$ -го активного участка. Уравнения (3.138) легко интегрируются с учетом того, что на круговой опорной орбите  $\dot{\vartheta} = \omega_0$ :

$$\begin{aligned} \beta_{k+1} &= \beta_k - \frac{2f_N}{V_0\omega_0} \cos i_k \cos\left(\vartheta_k + \frac{\eta_k}{2}\right) \sin \frac{\eta_k}{2}, \\ \chi_{k+1} &= \chi_k + \frac{2f_N}{V_0\omega_0} \cos i_k \sin\left(\vartheta_k + \frac{\eta_k}{2}\right) \sin \frac{\eta_k}{2}. \end{aligned} \quad (3.139)$$

В результате подстановки этих выражений в (3.137) получаем уравнение для изменения наклонения за время активного участка в виде

$$\Delta i(\tau) = \sqrt{\tan^2 i_k + \frac{4f_N}{V_0\omega_0} \tan i_k \sin\left(\vartheta_k - \omega_k + \frac{\eta_k}{2}\right) \sin \frac{\eta_k}{2} + \left(\frac{4f_N}{V_0\omega_0} \sin \frac{\eta_k}{2}\right)^2} - \tan i_k \quad (3.140)$$

Уравнение для аргумента перигея сразу следует из (3.136):

$$\omega(\tau) = \arctan \frac{\beta_{k+1}}{\chi_{k+1}} \quad (3.141)$$

Уравнение для долготы восходящего узла найдем из (3.71). Принимая во внимание (3.135), можно записать, что

$$\dot{\omega} = -\dot{\Omega} \cos i \approx -\dot{\Omega}(\cos i_k - \Delta i \sin i_k) = -\dot{\Omega} \cos i_k,$$

откуда

$$\Omega(\tau) = -\frac{\omega(\tau)}{\cos i_k} \quad (3.142)$$

## 5.6 Моделирование орбитальной обстановки

Орбитальная обстановка определяется положением спутника относительно Солнца, Луны, звезд. Орбитальная обстановка может оказывать существенное влияние на выбор даты запуска спутника. Для проектирования системы энергоснабжения и терморегулирования необходимо знание времени пребывания спутника в тени Земли. Для систем наблюдения или наземных измерительных систем требуется прогноз прохождения спутником станций приема информации. Также необходимо уметь вычислять возможность

проведения межспутниковых навигационных измерений. Модели, позволяющие решать перечисленные задачи, рассматриваются в данном разделе.

**Вспомогательная система координат.** Для решения задач, связанных с орбитальной обстановкой, удобно ввести дополнительную систему координат с началом в центре Земли  $X_\omega Y_\omega Z_\omega$ . Главная ось  $X_\omega$  направлена в перигей орбиты. Направление оси  $Y_\omega$  совпадает с направлением движения спутника в плоскости орбиты. Ось  $Z_\omega$  дополняет систему до правой тройки. Единичные векторы положения спутника в плоскости  $X_\omega Y_\omega$  при известных его геоцентрических координатах имеют вид

$$\left. \begin{aligned} P_x &= \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i \\ P_y &= \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i \\ P_z &= \sin \omega \sin i \\ Q_x &= -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i \\ Q_y &= -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i \\ Q_z &= \cos \omega \sin i \end{aligned} \right\} \quad (3.143)$$

Положение Солнца определяется либо декартовыми координатами в геоцентрической системе, либо углами прямого восхождения и склонения  $\alpha_S$ ,  $\delta_S$ . Направляющие векторы Солнца имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} S_x &= \cos \delta_S \cos \alpha_S \\ S_y &= \cos \delta_S \sin \alpha_S \\ S_z &= \sin \delta_S \end{aligned} \right\} \quad (3.144)$$

**Расчет теневых участков орбиты.** Различают две области теневого участка орбиты: полная тень и полутень. Полная тень имеет место в конусе со стороны, противоположной Солнцу, или как область, где Солнце полностью закрыто Землей. Полутень – область, где Солнце закрыто Землей частично. Иначе, область полутени лежит между областью полной освещенности и областью полной тени. Геометрия тени Земли показана на рис. 3.10.

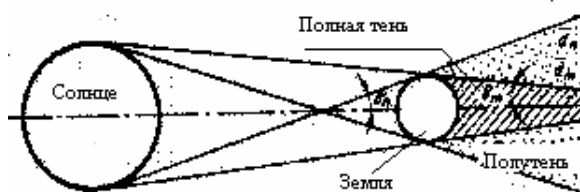


Рис. 3.10. Области тени

Рассмотрим общие условия, характеризующие вход в тень и выход из нее. Элементы орбиты спутника считаются известными. Сначала рассмотрим цилиндрическую модель тени, показанную на рис. 3.11.

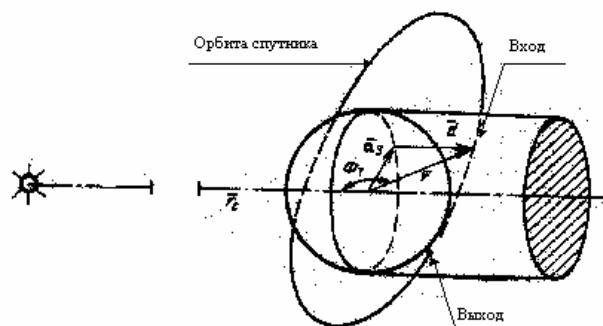


Рис. 3.11. Цилиндрическая тень

Аппроксимация области тени цилиндрической моделью допустима для низких круговых орбит. Однако для высокоэллиптической или геостационарной орбиты она может привести к существенным ошибкам.

Солнце и Земля рассматриваются как сферы радиуса  $R_S$  и  $R_E$  соответственно. Истинная аномалия в точках пересечения орбиты с границей цилиндрической тени может быть определена из уравнений

$$a_1x^4 + a_2x^3 + a_3x^2 + a_4x + a_5 = 0, \quad (3.145)$$

$$g = 2 \arctan x, \quad (3.146)$$

где

$$a_1 = B^2 - \cos^2 \theta + 2BC(e-1)\sin \theta + C^2(1-e)^2,$$

$$a_2 = 4A[C(e-1)\sin \theta - B],$$

$$a_3 = 4A^2 - 2(B^2 + \cos^2 \theta) + 2C^2(1-e)^2 - 4BCe \sin \theta,$$

$$a_4 = 4A[C(e+1)\sin \theta + B],$$

$$a_5 = B^2 - \cos^2 \theta + 2BC(e+1)\sin \theta + C^2(1+e)^2,$$

$$A = (\sin \delta_S \sin i - \cos \delta_S \cos i \sin \gamma_S) \cos \omega - \sin \omega \cos \delta_S \cos \gamma_S,$$

$$B = (\sin \delta_S \sin i - \cos \delta_S \cos i \sin \gamma_S) \sin \omega + \cos \omega \cos \delta_S \cos \gamma_S,$$

$$C = \frac{R_E}{a(1-e^2)}, \quad \sin \theta = \frac{R_S - R_E}{a_E}, \quad \gamma_S = \Omega - \alpha_S,$$

$\alpha_S$  и  $\delta_S$  – прямое восхождение и склонение Солнца в геоцентрической экваториальной системе координат;  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $\Omega$  – параметры орбиты.

В случае эллиптической орбиты уравнение (3.145) имеет четыре вещественных корня. В случае круговой орбиты это уравнение приводится к квадратному. Для вычисления корней уравнения (3.145) в случае эллиптической орбиты можно использовать метод последовательных приближений:

$$x_n = \frac{A \pm \sqrt{A^2 + (B + C \sin \theta)^2 - D_n^2}}{B + C \sin \theta - D_n}, \quad (3.147)$$

где

$$D_n = \begin{cases} \frac{R_E}{r_\pi} \sin \theta + \cos \theta \sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{r_\pi}\right)^2}, & n = 0 \\ C \sin \theta + \cos \theta \sqrt{1 - C^2 \left[1 + \frac{e(1 - x_{n-1}^2)}{1 + x_{n-1}^2}\right]^2}, & n > 1 \end{cases}$$

Здесь  $r_\pi$  – радиус перигея орбиты. Знак "плюс" в (3.147) соответствует входу в тень, а знак "минус" – выходу из тени. Точное решение получается при  $n = 0$  для круговой орбиты.

Прохождение спутником области тени также характеризуется моментами времени входа и выхода, которые можно найти с помощью уравнения Кеплера (3.43) как

$$t = \frac{T}{\pi} \left[ \arctan(mx) - \frac{emx}{1 + (mx)^2} \right], \quad 0 \leq t \leq T, \quad (3.148)$$

где  $T$  – период обращения. Длительность теневого участка есть разность между двумя моментами времени, найденными по (3.148).

Область полутени можно найти из уравнений (3.145)-(3.148) подстановкой

$$\theta = -\beta, \quad \text{где} \quad \sin \beta = \frac{R_S + R_E}{a_E}$$

**Условие взаимной видимости спутников.** Геометрия условия взаимной видимости двух спутников при сферической модели Земли показана на рис. 3.12.

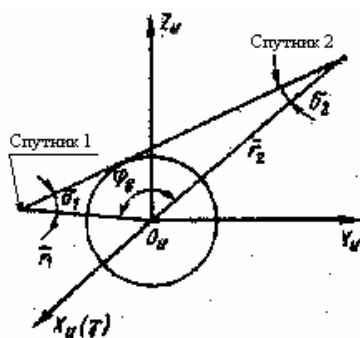


Рис. 3.12. Геометрия видимости двух спутников

Для произвольного момента времени имеем

$$\cos \varphi_v = \frac{\bar{r}_1^T \bar{r}_2}{|\bar{r}_1| |\bar{r}_2|}, \quad (3.149)$$

где  $\bar{r}_1$  – расстояние от центра Земли до первого спутника;  $\bar{r}_2$  – расстояние до

второго спутника;  $\varphi_v$  – угол между векторами  $\bar{r}_1$  и  $\bar{r}_2$ . Для граничного условия видимости справедливо соотношение

$$\cos \varphi_v = -\cos(\delta_1 + \delta_2). \quad (3.150)$$

Приравнявая (3.149) и (3.150), получаем уравнение "восхода-захода" в виде

$$\Phi_v = -\bar{r}_1^T \bar{r}_2 + R_E^2 - \sqrt{(r_1^2 - R_E^2)(r_2^2 - R_E^2)}. \quad (3.151)$$

При  $\Phi_v = 0$  имеем условие "восхода" или "захода", а условие  $\Phi_v < 0$  определяет зону видимости. Векторы  $\bar{r}_1$  и  $\bar{r}_2$  удобно представить с помощью единичных векторов (3.143) как

$$\bar{r}_k = X_{\omega,k} \bar{P} + Y_{\omega,k} \bar{Q}, \quad k=1,2, \quad (3.152)$$

где компоненты  $X_{\omega,k}$  и  $Y_{\omega,k}$  можно выразить через радиус-вектор и либо истинную, либо эксцентрическую аномалию:

$$\begin{aligned} X_{\omega,k} &= r_k \cos \vartheta_k = a_k (\cos E_k - e_k), \\ Y_{\omega,k} &= r_k \sin \vartheta_k = a_k \sqrt{1 - e_k} \sin E_k, \quad k=1,2. \end{aligned} \quad (3.153)$$

С использованием (3.152) и (3.153) условие (3.151) приводится к виду

$$\Phi_v = a_1 X_{\omega,1} X_{\omega,2} + a_2 Y_{\omega,1} X_{\omega,2} + a_3 X_{\omega,1} Y_{\omega,2} + a_4 Y_{\omega,1} Y_{\omega,2} + R_E^2 -$$

$$- \sqrt{(X_{\omega,1}^2 + Y_{\omega,1}^2 - R_E^2)(X_{\omega,2}^2 + Y_{\omega,2}^2 - R_E^2)}, \quad (3.154)$$

где  $a_1 = -\bar{P}_1^T \bar{P}_2$ ;  $a_2 = -\bar{Q}_1^T \bar{P}_2$ ;  $a_3 = -\bar{P}_1^T \bar{Q}_2$ ;  $a_4 = -\bar{Q}_1^T \bar{Q}_2$ .

Коэффициенты  $a_j$ ,  $j=1..4$  являются функциями элементов орбит двух спутников, и на интервале времени, соизмеримом с периодом обращения, их можно считать постоянными. Значения эксцентрической аномалии  $E_1$  и  $E_2$ , от которых зависит  $\Phi_v$ , находим с помощью уравнения Кеплера. Принимая  $t_0$ ,  $E_0$  за начальные условия, можно записать для первого спутника:

$$t - t_0 = \frac{E_1 - E_{1,0} - e_1 (\sin E_1 - \sin E_{1,0})}{n_1} \quad (3.155)$$

и для второго спутника:

$$t - \tau_{\pi,2} = \frac{E_2 - e_2 \sin E_2}{n_2}, \quad (3.156)$$

где  $\tau_{\pi,2}$  – время последнего прохождения перигея вторым спутником.

Исключая время  $t$  из уравнений (3.155) и (3.156), получим

$$E_1 - E_{1,0} - e_1 (\sin E_1 - \sin E_{1,0}) = n_1 (\tau_{\pi,2} - t) + \frac{E_2 - e_2 \sin E_2}{n_2} n_1, \quad (3.157)$$

где  $0 \leq t - \tau_{\pi,2} < 2\pi/n_2$ . Теперь для определения условия взаимной видимости необходимо подставить (3.153) в (3.154) и решить уравнение

$$\Phi(E_1, E_2) = 0 \quad (3.158)$$

совместно с уравнением (3.157). В результате находим значения

эксцентрической аномалии  $E_1$  и  $E_2$ , которые соответствуют времени "восхода" и "захода".

Ясно, что система трансцендентных уравнений (3.157), (3.158) имеет несколько корней. Однако, если орбита одного из спутников почти круговая, задачу взаимной видимости можно свести к решению лишь одного трансцендентного уравнения относительно эксцентрической (или истинной) аномалии другого спутника. Рассмотрим этот случай.

Пусть  $e_1 \ll 1$ , тогда уравнение (3.157) принимает вид

$$E_1 - E_{1,0} = N(E_2) = n_1(\tau_{\pi,2} - t) + \frac{E_2 - e_2 \sin E_2}{n_2} n_1 \quad (3.159)$$

Применяя метод последовательных приближений к (3.159), получим

$$E_1 - E_{1,0} = \gamma_0(N) + e_1 \gamma_1(N) + e_1^2 \gamma_2(N) + e_1^3 \gamma_3(N) + e_1^4 \gamma_4(N) \dots, \quad (3.160)$$

где

$$\gamma_0(N) = N,$$

$$\gamma_1(N) = \sin(N + E_{1,0}) - \sin E_{1,0},$$

$$\gamma_2(N) = \gamma_1(N) \cos(N + E_{1,0}),$$

$$\gamma_3(N) = \gamma_2(N) \cos(N + E_{1,0}) - \frac{\gamma_1^2(N)}{2} \sin(N + E_{1,0}),$$

$$\gamma_4(N) = \left[ \gamma_3(N) - \frac{\gamma_1^3(N)}{6} \right] \cos(N + E_{1,0}) - \gamma_1(N) \gamma_2(N) \sin(N + E_{1,0})$$

Значение  $N = N(E_2)$  вычисляется согласно (3.159). Получив  $E_1$  как функцию  $E_2$ , можно выразить  $\Phi_v$  только через  $E_2$ . В результате задача сведена к определению корней уравнения

$$\Phi_v(E_2) = 0 \quad (3.161)$$

Для практических расчетов при  $e_1 \ll 1$  можно рекомендовать следующий алгоритм решения уравнения (3.161):

- решить уравнение (3.156) относительно  $t$ , изменяя эксцентрическую аномалию в сторону увеличения;
- решить уравнение (3.159) при найденных  $t$  и  $E_2$ ;
- найти корни уравнения (3.160).

Интервалы времени, для которых выполняются условия (3.158) и (3.161), соответствуют взаимной видимости спутников.

**Условие видимости спутника с наземного пункта.** Спутник считается "наблюдаемым" из некоторой точки на Земле, если угол между направлением на спутник из этой точки и плоскостью местного горизонта (т.н. угол места) не меньше заданного  $\gamma_s$ . Ограничение на угол места снизу необходимо для учета рельефа местности, строений и т.д. Геометрия прямой видимости показана на рис. 3.13. Координаты пункта наблюдения в геоцентрической

экваториальной системе координат можно найти по географическим координатам с помощью (3.16).

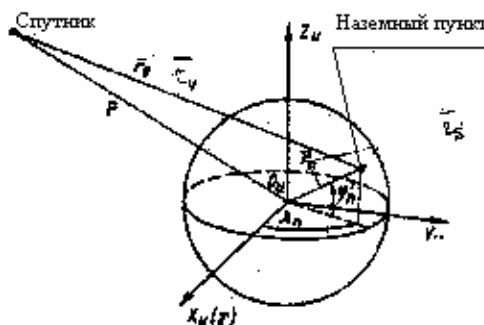


Рис. 3.13. Условие видимости

Из рис. 3.13 следует

$$\bar{r}_v = \bar{r} + \bar{r}_S \quad (3.162)$$

Для сферической Земли длина вектора  $\bar{r}_S$  равна ее радиусу. В этом случае предельное условие видимости спутника из пункта наблюдения имеет место, если угол между векторами  $\bar{r}_S$  и  $\bar{r}$  больше  $\pi/2$ . Если же угол места ограничен снизу, то угол между этими векторами должен быть не меньше чем  $\pi/2 + \gamma_S$ . Кроме того, для учета полярного сжатия Земли минимальный угол места необходимо увеличить на

$$\gamma'_S = \arccos\left(\frac{G_1 \sin^2 \varphi_S + G_2 \sin^2 \varphi_S}{r_S}\right),$$

где  $G_1$  и  $G_2$  определены согласно (3.16).

Общее условие видимости имеет вид

$$\Phi_V = \bar{r}_V^T \bar{r}_S \leq 0 \quad (3.163)$$

или, с учетом (3.162):

$$(\bar{r}_S + \bar{r})^T \bar{r}_S + r_V r_S \sin \gamma_S \leq 0$$

Принимая во внимание (3.143), (3.152) и (3.153), получаем уравнение

$$\begin{aligned} \Phi_V = & \left[ a(\cos E - e)\bar{P} + a\sqrt{1-e^2} \sin EQ \right]^T \bar{r}_S + \\ & + r_S^2 + r_V r_S \sin \gamma_S = 0 \end{aligned} \quad (3.164)$$

Как следует из (3.164), в условие видимости входит эксцентрисическая аномалия спутника и, следовательно, время. С другой стороны, геоцентрические координаты пункта наблюдения также являются функциями времени. Координаты пункта наблюдения (вектор  $r_S$ ) можно вычислить так, как это сказано в разделе 3.1. С помощью уравнения Кеплера (3.43) исключаем время. Следовательно, уравнение (3.164) можно решить относительно эксцентрисической (или истинной) аномалии численно. Однако



условие (3.164) можно просто проверять, например, при моделировании движения спутника с некоторым шагом, для любого из заданных пунктов наблюдения. Когда левая часть (3.164) становится отрицательной, спутник "восходит" над пунктом наблюдения, а в противном случае прямой контакт теряется.

**Расчет трассы спутника.** Трасса это след, оставляемый пересечениями радиус-вектора спутника поверхности вращающейся Земли.

Для построения трасс используются сферические координаты  $h, \lambda, \varphi$ , где  $h$  – высота спутника над поверхностью Земли;  $\lambda$  – географическая долгота точки, в которой находится спутник, отсчитываемая от гринвичского меридиана на восток;  $\varphi$  – геоцентрическая широта точки, в которой находится спутник (см. рис.3.14).

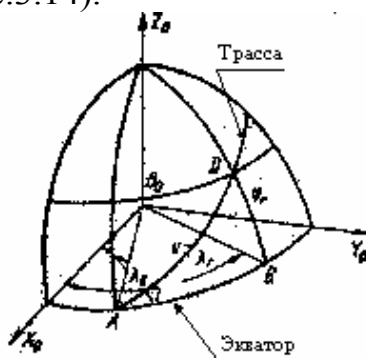


Рис. 3.14. Трасса

Геоцентрические сферические координаты вычисляются по формулам

$$h = r - R_E, \tag{3.165}$$

$$\varphi = \arcsin(\sin u \sin i), \tag{3.166}$$

$$\lambda = \lambda_a + \arcsin\left(\frac{\tan \varphi}{\tan i}\right) - \omega_E t, \tag{3.167}$$

где  $\lambda_a$  – геоцентрическая долгота восходящего узла орбиты;  $t$  – время прохождения восходящего узла.

Смещение трассы за один оборот спутника определяется формулой

$$\Delta\lambda = 2\pi \frac{T}{T_E} = T\omega_E, \tag{3.168}$$

где  $T_E$  – период суточного вращения Земли. Смещение трассы отсчитывается с востока на запад. Трассы последующих витков невозмущенной орбиты можно получить смещением трассы предыдущего на  $\Delta\lambda$ . Если отношение  $2\pi / \lambda_m$  является иррациональным числом, трасса никогда не повторяется. При этом он последовательно проходит над всеми точками Земли в интервале

широт

$$\begin{aligned} -i \leq \varphi \leq i, & \quad 0 \leq i \leq \pi/2 \\ i - \pi \leq \varphi \leq \pi - i & \quad \pi/2 \leq i \leq \pi \end{aligned} \quad (3.169)$$

Если отношение  $2\pi/\lambda_m = m/n$  – рациональное число ( $n$  и  $m$  – целые числа), трасса спутника повторяется через  $n$  витков, или  $m$  суток.

В случае круговой орбиты

$$t = \frac{u(\varphi)}{n} = \frac{T}{2\pi} u(\varphi), \quad (3.170)$$

где  $n$  – среднее движение спутника.

Уравнение трассы для эллиптической орбиты найдем подстановкой (3.170) в (3.167) с учетом (3.166):

$$\lambda_c(\varphi) = \lambda_a + \arcsin\left(\frac{\tan \varphi}{\tan i}\right) - \frac{\omega_E}{n} u(\varphi) \quad (3.171)$$

**Расчет эфемерид Луны и Солнца.** Для достаточно точного определения координат Луны удобно использовать аппроксимацию возмущенного движения тригонометрическими рядами Брауна, по которым вычисляются эклиптические долгота  $\lambda_m$ , широта  $\beta_m$  и синус параллакса  $\Pi_m$ :

$$\begin{aligned} \lambda_m &= L + \sum_n a_n \sin(il + jl' + kF + mD) + \sum_i k_i \sin(a_i + b_i t), \\ \beta_m &= \sum_n a_n \sin(il + jl' + kF + mD) \\ \Pi_m &= \sum_n a_n \sin(il_m + jl' + kF + mD) \end{aligned}$$

где первая сумма ряда долготы, широты и синуса параллакса – солнечные члены, вторая сумма ряда долготы – планетные члены. Коэффициенты этих сумм и значения солнечных и планетных членов приведены в [87].

Фундаментальные аргументы  $L, l_m, l', F, D$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} L &= 0.75112060108 + 1336.8552309941T - 0.00314815 \cdot 10^{-3} T^2, \\ l &= 0.8225128009 + 1325.5523586343T + 0.25532406 \cdot 10^{-3} T^2, \\ l' &= 0.9957662037 + 99.9973604167T - 0.00041667 \cdot 10^{-3} T^2, \\ F &= 0.0312524691 + 1342.2278476389T - 0.00891975 \cdot 10^{-3} T^2, \\ D &= 0.9742707958 + 1236.8530950463T - 0.00398919 \cdot 10^{-3} T^2, \end{aligned}$$

где время  $T$  считается в юлианских столетиях от фундаментальной эпохи 1900, 0-го января.

Координаты Луны в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} R_m &= \frac{R_e}{\Pi_m}, \\ X_m &= R_m \cos \beta_m \cos \lambda_m, \\ Y_m &= R_m (\cos \beta_m \sin \lambda_m \cos \varepsilon - \sin \beta_m \sin \varepsilon), \end{aligned}$$

$$Z_m = R_m (\cos \beta_m \sin \lambda_m \sin \varepsilon + \sin \beta_m \cos \varepsilon),$$

где  $\varepsilon$  – наклонение эклиптики к плоскости экватора;  $R_e$  – экваториальный радиус Земли.

Под движением Солнца понимается видимое отображение орбитального движения Земли. Эклиптические координаты Солнца рассчитываются по приближенным формулам:

$$X_s = R_s \cos \lambda_s,$$

$$Y_s = R_s \sin \lambda_s \cos \varepsilon,$$

$$Z_s = R_s \sin \lambda_s \sin \varepsilon,$$

где

$$R_s = \frac{a_s (1 - e_s^2)}{1 + e_s \cos \vartheta_s},$$

$$a_s = 149.5 \cdot 10^5,$$

$$\omega_s = L - D - l',$$

$$e_s = 0.01675104 - 0.0000418T,$$

$$\vartheta_s = M_s + 2e_s \sin M_s + \frac{5}{4}e_s^2 \sin 2M_s,$$

$$M_s = l'.$$

## 6 Источники погрешностей навигационных измерений

Рассмотрим основные источники погрешностей дальномерных измерений. В зависимости от причины происхождения можно выделить три группы погрешностей:

$\delta_{НС}$  - погрешности формирования бортовой шкалы времени, вносимые на навигационном спутнике;

$\delta_{ТР}$  - погрешности при прохождении сигнала на трассе распространения сигнала от спутника до антенны приемной аппаратуры потребителя;

$\delta_{АП}$  - погрешности, вносимые приемной аппаратурой потребителя.

В общем случае можно записать следующее уравнение для погрешности дальномерных измерений до навигационного спутника:

$$\delta = \delta_{НС} + \delta_{ТР} + \delta_{АП} + \delta_{ПР},$$

(4.1)

где  $\delta_{ПР}$  - прочие погрешности дальномерных измерений, имеющие в основном случайный характер.

Наличие погрешностей дальномерных измерений приводит к тому, что при обработке навигационных измерений мы имеем дело с псевдодальномерными измерениями.

Для удобства анализа влияния различных факторов на качество навигационно-временных определений обычно вводят так называемые эквивалентные погрешности измерения дальности и скорости, обусловленные некоррелированными составляющими погрешностей измерения псевдодальности и скорости ее изменения. В англоязычной литературе их называют UERE (User Equivalent Range Error) и UERRE (User Equivalent Range Rate Error).

## 6.1 Погрешности формирования бортовой шкалы времени

Первая группа погрешностей обусловлена в основном несовершенством частотно-временного и эфемеридного обеспечения навигационных спутников.

### 6.1.1 Погрешности частотно-временного обеспечения

Погрешности частотно-временного обеспечения возникают вследствие несовершенства процедур сверки и хранения бортовой шкалы времени. Они проявляются, например, в смещении фаз излучаемых дальномерных кодов и меток времени, что приводит к погрешностям измерения расстояния до спутника и расчета его координат. Например, временной сдвиг в 1 мс может привести к эквивалентной дальномерной погрешности в 300 км. Смещение бортовой шкалы времени определяется, в частности, характеристиками стабильности частоты опорного генератора, расположенного на спутнике, и задержками в его аппаратуре. Для типовых бортовых эталонов времени и частоты изменение дисперсии ошибки формирования бортовой шкалы времени, вызванное смещениями частоты опорного генератора между моментами коррекции, можно аппроксимировать следующим образом:

для рубидиевых эталонов  $\sigma^2(t) = 10^{-20}(t-t_k) + 1.44 \cdot 10^{-24}(t-t_k)^2 \text{ (с}^2\text{)}$ ;  
 для цезиевых эталонов  $\sigma^2(t) = 2.5 \cdot 10^{-21}(t-t_k) + 5.76 \cdot 10^{-26}(t-t_k)^2 \text{ (с}^2\text{)}$ ,  
 где  $t$  — текущее время;  $t_k$  — время коррекции.

Отсюда видно, что среднеквадратическое отклонение сдвига бортовой шкалы составляет примерно 9 нс через 2 часа после коррекции и 25.4 нс для цезиевых и 108 нс для рубидиевых эталонов через сутки. Командно-измерительный комплекс корректирует бортовую шкалу времени таким образом, чтобы эта величина ( $1\sigma$ ) не превосходила 10 нс. Кроме того, формируется модель ухода бортовой шкалы в промежутках между аппаратной коррекцией. Ее параметры передаются потребителям в служебном сообщении для обеспечения алгоритмической коррекции шкалы.

В качестве модели может использоваться полином второй степени. При этом непрогнозируемые отклонения формируемой на борту шкалы времени могут достигать 1 нс на интервале в 1 ч.

Достижение высоких точностных характеристик спутниковых навигационных систем возможно лишь при тщательном учете релятивистских и гравитационных эффектов. Они обусловлены различием и изменением гравитационного потенциала в точках расположения спутника и потребителя, а также различием их скоростей. Игнорирование этих особенностей может привести к погрешностям, сравнимым с точностными характеристиками таких систем. Реализация прецизионного беззапросного способа измерений, предусматривающего определение времени и частоты, требует учета следующих поперечного доплеровского эффекта, гравитационного сдвига частоты, эффектов, связанных с пересчетом моментов излучения и приема сигналов, вращением используемых систем координат и др.

Для компенсации влияния релятивистских уходов бортового времени частоту бортового эталона уменьшают относительно номинала (на  $4.55 \cdot 10^{-10}$  Гц в системе GPS). Коррекция остаточного влияния этих эффектов осуществляется потребителями с помощью соответствующей поправки, рассчитываемой на основе служебных данных:

$$\Delta t_p = F \cdot e \cdot \sqrt{a} \cdot \sin(E), \quad (4.2)$$

где  $F = -2 \cdot \sqrt{\mu} / c^2 = -4.442807633 \cdot 10^{-10} \text{ с/м}^{1/2}$ ,

$c$  — скорость света;  $a$  и  $e$  — большая полуось и эксцентриситет орбиты спутника;  $E$  — его эксцентрическая аномалия.

Иногда вместо формулы (4.2) используют другое уравнение:

$$\Delta t_p = -2 \cdot \bar{R} \cdot \bar{V} / c^2, \quad (4.3)$$

где  $\bar{R}$  - вектор положения спутника,  $\bar{V}$  - вектор скорости спутника.

### 6.1.2 Погрешности эфемеридного обеспечения

Эфемеридные погрешности навигационно-временных определений вызваны неточностью определения параметров орбиты и непрогнозируемыми смещениями спутника относительно экстраполированной орбиты.

Погрешности эфемерид навигационного спутника образуют вектор

$|\Delta l \ \Delta b \ \Delta r|^T$ , составляющими которого служат трансверсальная  $\Delta l$ ,

бинормальная  $\Delta b$  и радиальная  $\Delta r$ . Их значения составляют величины порядка 0.6 ... 10 м для системы GPS. Так же, как и погрешности часов спутника, эти параметры можно пересчитать в соответствующую

(эфемеридную) компоненту эквивалентной дальномерной погрешности,

представляющую собой проекцию вектора  $|\Delta l \ \Delta b \ \Delta r|^T$  на линию

визирования спутник—потребитель. В системе GPS среднеквадратическое значение эфемеридной компоненты составляет примерно 1 м.

Достоверность передаваемых со спутника частотно-временных поправок и эфемерид зависит также от срока, прошедшего с момента их закладки в память бортового компьютера, то есть от "возраста" данных. Например, погрешность ( $1\sigma$ ) определения местоположения потребителя по данным альманаха составляет:

- 900 м при "возрасте" данных альманаха 1 день,
- 1200 м при "возрасте" данных альманаха 1 неделя,
- 3600 м при "возрасте" данных альманаха 2 недели.

Большие значения погрешностей могут иметь место в период затмений и коррекции орбиты).

Зависимость точности навигационных данных спутника от интервала обмена информацией будет значительно снижена при реализации режима межспутниковых измерений в следующем поколении спутниковых навигационных систем.

Кроме указанных выше выделяют еще один вид погрешности дальномерных измерений — групповую задержку навигационного сигнала в аппаратуре спутника, представляющую собой задержку между выходным навигационным сигналом и выходным сигналом бортового эталона времени и частоты. Различают случайную и систематическую составляющие групповой задержки. Информация для компенсации систематической составляющей содержится в служебном сообщении (параметры коррекции бортовой шкалы времени). Случайная составляющая входит в дальномерную погрешность и не превышает 3 нс ( $2\sigma$ ) для системы GPS.

## 6.2 Погрешности, вносимые на трассе навигационный спутник—потребитель

Вторая группа погрешностей вызвана неточным знанием условий распространения радиоволн в атмосфере Земли. В атмосфере выделяют несколько слоев, отличающихся своими свойствами. Нижний слой, расположенный над поверхностью Земли, называют тропосферой, высота которой 8 ... 10 км в полярных широтах, 10 ... 12 км в средних и 16 ... 18 км в тропиках. Слой атмосферы от 60 ... 90 км до 500 ... 1000 км называют ионосферой. Эти два слоя оказывают заметное влияние на качество навигационных измерений в НСС, которое проявляется в основном в дополнительных задержках сигнала, возникающих из-за рефракции сигналов спутника (искривления трассы распространения радиоволн) при прохождении атмосферы Земли.

### 6.2.1 Тропосферные погрешности

Основная составляющая тропосферной погрешности навигационных определений обусловлена наличием тропосферной рефракции. Рефракция сигналов в тропосфере вызвана неоднородностями и изменением ее диэлектрической проницаемости и соответственно показателя преломления с изменением высоты. Задержка сигнала в тропосфере может достигать 8 ... 80 нс (экспериментальные данные для системы GPS). В связи с тем, что для диапазона волн, в котором работают современные навигационные системы типа ГЛОНАСС и GPS, тропосферная рефракция не зависит от частоты сигнала, устранение этой задержки двухчастотным способом не осуществляется. Однако значение тропосферной погрешности зависит от факторов, которые достаточно точно известны и прогнозируются (взаимные координаты спутника и потребителя, температура, давление, влажность воздуха). Для средних метеоусловий

$$\Delta t_{\text{троп}} \approx K_t / \sin(EI) \cdot \int_0^{ST} (n - 1) ds \quad (4.4)$$

где  $K_t$  — параметр, характеризующий состояние тропосферы;

$EI$  — угол возвышения навигационного спутника;

$n$  — коэффициент преломления радиоволн;

$ST$  — длина тропосферного участка радиотрассы.

Тропосферу с точки зрения влияния на ее коэффициент преломления, а значит, и на тропосферную задержку, рассматривают как смесь сухого воздуха и водяных паров. Зная содержание водяных паров в соответствии с известными закономерностями можно определить значение коэффициента преломления для смеси. Кроме того, относительные погрешности прогноза тропосферных задержек по среднему показателю преломления в точке приема, не превышают 8 ... 10 %. Поэтому используемые модели тропосферы позволяют уменьшить эти погрешности до единиц наносекунд.

Значения тропосферной рефракции, так же как и ионосферной достигают максимума при малых углах возвышения спутника. Это объясняется большой длиной трассы, проходимой радиосигналами в атмосфере в такой ситуации. Для уменьшения влияния атмосферных погрешностей в аппаратуре потребителей осуществляется обработка сигналов только тех спутников, которые находятся над горизонтом выше, чем некоторый угол — "угол маски". Обычно этот угол составляет 5° ... 10° в зависимости от качества используемых в приемной аппаратуре потребителя алгоритмов компенсации атмосферных погрешностей.

При компенсации атмосферной рефракции периодичность расчета корректирующих поправок потребителем определяется скоростью изменения соответствующих задержек, которая в обычных условиях не превышает 10 м/ч.

Тропосферная задержка распространения навигационного радиосигнала может быть вычислена по следующей методике:

$$\Delta t_{\text{троп}} = -(d_{\text{hyd}} + d_{\text{wet}}) \cdot m(EI), \quad (4.5)$$

где  $d_{\text{hyd}}$ ,  $d_{\text{wet}}$  – параметры, зависящие от высоты приемника и пяти метеорологических параметров: давления  $P$ , температуры  $T$ , давления насыщенных водяных паров  $e$ , зависимости температуры от высоты  $\beta$  и градиента изменения испарения воды  $\lambda$ . В свою очередь, каждый из этих пяти параметров зависит от географической широты приемника  $\phi$  и текущего дня в году  $D$ , начиная с 1 января:

$$\xi(\phi, D) = \xi_0(\phi) - \Delta\xi(\phi) \cdot \cos(2\pi \cdot (D - D_{\min}) / 365.25), \quad (4.6)$$

где  $D_{\min}=28$  для северных широт и  $D_{\min}=211$  для южных широт,

$\xi_0$ ,  $\Delta\xi$  – среднее и сезонное изменение параметра.

Для определения значения каждого из пяти метеорологических параметров для широты приемника используется интерполяция данных, представленных в таблице 4.1. Значения метеорологических параметров для северного и южного полушарий одинаковы.

Таблица 4.1. Метеорологические параметры для вычисления тропосферной задержки.

| Широта, град  | Среднее значение параметра   |            |            |                |                  |
|---------------|------------------------------|------------|------------|----------------|------------------|
|               | $P_0$                        | $T_0$      | $e_0$      | $\beta_0$      | $\lambda_0$      |
| 15 или меньше | 1013.25                      | 299.65     | 26.31      | 0.00630        | 2.77             |
| 30            | 1017.25                      | 294.15     | 21.79      | 0.00605        | 3.15             |
| 45            | 1015.75                      | 283.15     | 11.66      | 0.00558        | 2.57             |
| 60            | 1011.75                      | 272.15     | 6.78       | 0.00539        | 1.81             |
| 75 или больше | 1013.00                      | 263.65     | 4.11       | 0.00453        | 1.55             |
| Широта, град  | Сезонное изменение параметра |            |            |                |                  |
|               | $\Delta P$                   | $\Delta T$ | $\Delta e$ | $\Delta \beta$ | $\Delta \lambda$ |
| 15 или меньше | 0.00                         | 0.00       | 0.00       | 0.0            | 0.0              |
| 30            | -3.75                        | 7.00       | 8.85       | 0.00025        | 0.33             |
| 45            | -2.25                        | 11.00      | 7.24       | 0.00032        | 0.46             |
| 60            | -1.75                        | 15.00      | 5.36       | 0.00081        | 0.74             |
| 75 или больше | -0.50                        | 14.50      | 3.39       | 0.00062        | 0.30             |

Параметры  $d_{\text{hyd}}$  и  $d_{\text{wet}}$  вычисляются при помощи следующих соотношений:

$$d_{\text{hyd}} = (1 - \beta \cdot H / T)^{g / R_d \cdot \beta} \cdot z_{\text{hyd}}, \quad (4.7)$$

$$d_{\text{wet}} = (1 - \beta \cdot H / T)^{(\lambda+1) \cdot g / R_d \cdot \beta - 1} \cdot z_{\text{wet}},$$

где  $g = 9.80665 \text{ м/с}^2$ ,



$H$  – высота приемника над уровнем моря в метрах,

$$z_{hyd} = 10^{-6} \cdot k_1 \cdot R_d \cdot P / g_m, \text{ м,}$$

$$z_{wet} = 10^{-6} \cdot k_2 \cdot R_d \cdot e / (g_m \cdot (\lambda + 1) - \beta \cdot R_d) \cdot T, \text{ м,}$$

$$k_1 = 77.604 \text{ К/мбар, } k_2 = 382000 \text{ К}^2/\text{мбар,}$$

$$R_d = 287.054 \text{ Дж/кг/К, } g_m = 9.784 \text{ м/с}^2.$$

Функция тропосферной коррекции  $m(EI)$  вычисляется следующим образом:

$$m(EI) = 1.001 / \sqrt{0.002001 + \sin^2(EI)}, \quad (4.8)$$

причем данная коррекция справедлива для углов возвышения  $EI$  не менее  $5^\circ$ .

## 6.2.2 Ионосферные погрешности

Рефракция сигналов в ионосфере вызвана неоднородностями и изменением ее диэлектрической проницаемости с изменением высоты. Дополнительная задержка в ионосфере  $\Delta t_{\text{ИОН}}$  сигнала с частотой  $f$  по сравнению с задержкой сигнала при прямолинейном распространении оценивается следующим образом:

$$\Delta t_{\text{ИОН}} = A / f^2 + B / f^3 + C / f^4 + \dots \approx A / f^2, \quad (4.9)$$

где  $A, B, C$  — коэффициенты, характеризующие свойства среды распространения радиоволн. Для сигналов средневысотных навигационных систем можно оставить только первое слагаемое.

В связи с тем, что ионосферная рефракция зависит от частоты сигнала, знак задержки меняется в зависимости от измеряемого параметра радиосигнала — фазы огибающей или несущей. В первом случае учитывается групповая скорость распространения радиоволн  $V_{\text{ГРУПП}}$ , во втором — фазовая  $V_{\text{ФАЗ}}$ .

Соответственно в первом случае дополнительная задержка  $\Delta t_{\text{ИОН}}$  положительная (измеренная дальность больше истинной), а во втором — отрицательная.

Значение задержки изменяется в широких пределах в зависимости от района Земли, где расположен потребитель, времени суток, года, солнечной и геомагнитной активности и т.д., и составляет от 5 до 500 нс. Среднее

значение  $\Delta t_{\text{ИОН}}$  на частоте 1.6 ГГц составляет 5-10 нс ночью и 30-50 нс днем для углов места спутника, близких к  $90^\circ$ , а при углах менее  $15^\circ$  возрастает в 2-3 раза. Современные исследования подтверждают влияние ионосферы только днем и наиболее сильно на низких широтах Земли. Считается, что эти погрешности необходимо учитывать, если требуется получить точность нахождения плановых координат не хуже 8 м.

В настоящее время известны следующие методы определения и учета  $\Delta t_{\text{ИОН}}$ :

- моделирование условий на трассе распространения сигналов;
- двухчастотное измерение;

- избыточные одночастотные измерения.

**Метод моделирования трассы.** Этим методом рассчитывают атмосферную (в данном случае ионосферную) задержку с использованием известных функциональных зависимостей ее значения от параметров атмосферы на соответствующем участке радиотрассы. Такой подход широко применяют в одночастотной (гражданской) аппаратуре пользователей ГЛОНАСС.

Например, вычисление ионосферной поправки дальномерных измерений может основываться на данных, передаваемых в навигационном кадре.

Ионосферная поправка дальномерных измерений  $\Delta t_{\text{ИОН}}$  находится при помощи следующего соотношения:

$$\Delta t_{\text{ИОН}} = \begin{cases} F + \left[ 5 + 10^{-9} + AMP \left( 1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < 1.57 \\ F + 5 + 10^{-9}, & |x| \geq 1.57 \end{cases}, \quad (4.10)$$

где

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n, & \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \geq 0 \\ 0, & \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n < 0 \end{cases} \quad (4.11)$$

$$F = 1 + 16 \cdot (0.53 - E)^3$$

$$x = 2\pi(t - 50400) / PER, \text{ rad}$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n, & PER \geq 72000 \\ 72000, & PER < 72000 \end{cases}$$

$\alpha_n$  и  $\beta_n$  передаются в навигационном GPS-кадре (фрагмент 4).

Остальные величины, используемые для вычисления ионосферной поправки, находятся по следующим формулам:

$$\phi_m = \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.617),$$

$$\lambda_i = \lambda + \psi \sin A / \cos \phi_i,$$

$$\phi_i = \begin{cases} \phi + \psi \cos A, & |\phi_i| \leq 0.416 \\ 0.416, & \phi_i > 0.416 \\ -0.416, & \phi_i < -0.416 \end{cases}$$

$$\psi = 0.0137 / (El + 0.11) - 0.022,$$

$$t = 43200 \lambda_i + \text{GPS time}$$

здесь  $t$  – время,  $0 \leq t < 86400$ ,

$El$  – угол возвышения,

$A$  – угол азимута,  
 $\phi$  и  $\lambda$  – широта и долгота приемника,  
*GPS time* – системное GPS-время.

Применение данной методики позволяет уменьшить ионосферную погрешность приблизительно наполовину.

**Двухчастотный метод.** Коррекцию псевдодальномерных измерений можно осуществлять по следующему правилу. Сначала необходимо измерить псевдодальности  $R_{\text{изм}}(f_1)$  и  $R_{\text{изм}}(f_2)$  до спутника на двух частотах  $f_1$  и  $f_2$ , а затем вычислить разность задержек этих сигналов на трассе:

$$\mathcal{E}_{\text{ион}} = (R_{\text{изм}}(f_1) - R_{\text{изм}}(f_2)) / c, \quad (4.12)$$

равную разности дополнительных групповых задержек в ионосфере  $\Delta t_{\text{ион}1}$  и  $\Delta t_{\text{ион}2}$  на этих частотах. В результате можно записать соотношение

$$\Delta t_{\text{ион}1} = \mathcal{E}_{\text{ион}} ((f_1/f_2)^2 - 1)^{-1} \approx \begin{cases} 1.546 \cdot \mathcal{E}_{\text{ион}} & \text{для GPS} \\ 1.531 \cdot \mathcal{E}_{\text{ион}} & \text{для ГЛОНАСС} \end{cases}$$

где  $f_1/f_2=77/60 \sim 1.283$  (для GPS) и  $f_1/f_2=9/7 \sim 1.2857$  (для ГЛОНАСС).

Остаточная погрешность двухчастотного метода, вызванная используемыми допущениями, пропорциональна  $1/\sin(EI)$  и равна 1-2 м при угле возвышения  $EI < 10^\circ$ . В лучшем случае она составляет десятки сантиметров. Рассматриваемый метод теоретически наиболее точный, однако требует высокоточных измерений на двух частотах, что значительно усложняет аппаратуру потребителя. Кроме того, рассмотренная методика устранения ионосферных погрешностей приводит к значительному возрастанию важнейшей составляющей погрешности, обусловленной радиошумами, которую трудно скомпенсировать.

**Метод избыточных одночастотных измерений.** В этом случае проводятся измерения по сигналам нескольких спутников (обычно более восьми). Здесь за счет усреднения пространственных характеристик ионосферы можно достичь значительного снижения ее влияния на точность измерения координат потребителей. Для стационарного потребителя такая методика дает выигрыш в точности на несколько порядков.

### 6.2.3 Погрешности из-за многолучевости

На приемную антенну аппаратуры потребителя может поступать не только прямой сигнал от навигационного спутника, но и множество переотраженных сигналов от земной и морской поверхностей и близлежащих объектов, например зданий. Для авиационного потребителя задержка отраженного сигнала может составлять 0.6-160 мкс для спутника, находящегося в зените; при небольших углах возвышения спутника это значение уменьшается на

порядок. Уровень отраженного сигнала может быть соизмеримым с прямым сигналом. Это приводит к существенным искажениям полезного сигнала и к погрешностям в схемах слежения за параметрами этого сигнала (задержкой, частотой и фазой). Эти погрешности во многом зависят от взаимного расположения спутника, приемной антенны и отражающих объектов. Экспериментальные исследования показали большой разброс значений дальномерной погрешности из-за многолучевости, которая составляет 0.5-2 м в лучшем случае (при использовании специальных антенн) и до 100 м в худшем, в городских условиях с высотными зданиями. Использование в последней ситуации приемников сигналов стандартной точности с узкополосными корреляторами может снизить погрешности на порядок. Кроме того, использование высокоточных сигналов позволяет снизить погрешности из-за многолучевости в среднем до 1-3 м и в наихудшей ситуации до 8 м ( $1\sigma$ ).

В наиболее неблагоприятных ситуациях может произойти срыв слежения в следящих схемах.

### 6.3 Погрешности приемной аппаратуры потребителя

К дальномерным погрешностям, обусловленным аппаратурой потребителя, можно отнести погрешности слежения за моментом прихода (временного положения) сигнала спутника.

Типовая погрешность гражданской приемной аппаратуры ( $1\sigma$ ) составляет приблизительно 1.5-10 м для системы GPS и 5-15 м для системы ГЛОНАСС.

### 6.4 Способы уменьшения погрешностей

Ряд составляющих дальномерной погрешности, входящих в (4.1), в течение ограниченного интервала времени можно считать общими (коррелированными) для потребителей спутниковой навигационной системы, расположенных в обширных районах рабочей зоны (районах пространственно-временной корреляции погрешностей). Поэтому, определив эти данные в произвольной точке указанного района, можно использовать их в течение времени корреляции для коррекции дальномерных измерений в других точках.

Такой способ навигационных измерений в СРНС называют *дифференциальным*. Он имеет много разновидностей, (см. раздел 11). Погрешность дальномерных измерений в дифференциальных режимах существенно зависит от пространственного разнеса потребителей и временного интервала между моментами расчета поправки и ее использования. В лучшем случае она может уменьшаться с обычным режимом навигации от нескольких до десятков раз. При типовых погрешностях эфемерид (например, система GPS) 10 м и удалениях точек

измерения  $D < 30$  км и  $D < 2000$  км использование дифференциального режима снижает погрешности измерений до значений не более 1.5 см и 1 м соответственно. Такие значения существенно меньше аппаратурных погрешностей и погрешностей, возникающих при распространении радиоволн.

Реализация в приемной спутниковой аппаратуре фазовых методов измерений, отличающихся беспрецедентно высокой точностью, позволяет достигнуть качественно нового уровня навигационного обеспечения потребителей. Основная проблема при фазовых измерениях — их неоднозначность. Уменьшить ее влияние, а в ряде случаев и устранить, можно при использовании избыточных измерений.

Номинальная точность определения положения потребителя получается на основе однократных измерений псевдодальностей до четырех навигационных спутников. Повышение точности достигается также статистической обработкой результатов навигационных определений и (или) измерений некоторых радионавигационных параметров. Для неподвижного потребителя можно усреднять получаемые координаты по конечному объему выборки или рекуррентно. При этом от длительности интервала усреднения  $\Delta t_{\text{ср}}$  зависит степень устранения тех или иных составляющих погрешностей:

- при  $\Delta t_{\text{ср}} = 10$  с ... 1 мин усредняются быстро флуктуирующие шумы вычислений, приемника и атмосферы, погрешности из-за многолучевости распространения и т. п.;
- при  $\Delta t_{\text{ср}} = 1$  ч ... 1 сут усредняются медленно меняющиеся погрешности бортовых часов и прогноза координат навигационного спутника, фазовые сдвиги в ионосфере и тропосфере.

Для подвижного потребителя применяются алгоритмы статистического сглаживания быстро флуктуирующих погрешностей на основе известной информации о модели динамики потребителя и измерений. Обычно в этих целях используются различные разновидности фильтра Калмана, причем размерность вектора состояния подвижного потребителя, как правило, не менее восьми (три координаты, три составляющие скорости, уход часов и скорость ухода часов потребителя).

Дополнительное расширение вектора состояния целесообразно, например, за счет учета трех составляющих ускорения (для высокодинамичных потребителей), а также параметров погрешностей бортовых пилотажно-навигационных датчиков. Положительный эффект достигается при учете в модели измерений не только псевдодальностей, но и результатов доплеровских измерений (дельта-псевдодальностей), используемых для измерений не только скорости, но и дальности. При этом обеспечивается слабая чувствительность навигационных алгоритмов к динамике потребителя и снижаются требования к производительности приемной аппаратуры потребителя.

## 7 Методы навигации потребителя с использованием спутниковых систем

В данном разделе рассматриваются методы определения положения и скорости потребителя с использованием спутниковых навигационных систем. Приводятся алгоритмы решения навигационной задачи, являющиеся традиционными для данной области.

### 7.1 Методы навигационных определений

В этом разделе приводятся различные методы навигационных определений с использованием спутниковых систем.

#### 7.1.1 Общие определения

Основной целью навигационной задачи является определение пространственно-временных координат потребителя, а также составляющих его скорости, поэтому в результате решения навигационной задачи должен быть определен расширенный вектор состояния потребителя  $\mathbf{X}$ , который в инерциальной системе координат можно представить в виде

$$\mathbf{X} = [x \ y \ z \ V_x \ V_y \ V_z \ B \ F]^T, \quad (5.1)$$

где  $x, y, z, V_x, V_y, V_z$  – координаты положения и скорости потребителя,  $B$  – уход часов приемника (шкалы времени) потребителя относительно системной шкалы времени;

$F$  – скорость ухода часов приемника (шкалы времени) потребителя относительно системной шкалы времени.

Элементы вектора потребителя недоступны непосредственному измерению с помощью радиосредств. У принятого радиосигнала могут измеряться те или другие его параметры, например задержка или доплеровское смещение частоты. Измеряемый в интересах навигации параметр радиосигнала называют *радионавигационным*, а соответствующий ему геометрический параметр — *навигационным*. Поэтому задержка сигнала  $\tau$  и его доплеровское смещение частоты  $f_D$  являются радионавигационными параметрами, а соответствующие им дальность до объекта  $R$  и радиальная скорость сближения объектов  $V_R$  служат навигационными параметрами. Связь между этими параметрами дается соотношениями:

$$R = c \cdot \tau; \quad V_R = f_D \cdot \lambda,$$

где  $c$  — скорость света;  $\lambda$  — длина волны излучаемого навигационным спутником сигнала.

Геометрическое место точек пространства с одинаковым значением

навигационного параметра называют *поверхностью положения*. Пересечение двух поверхностей положения определяет *линию положения* — геометрическое место точек пространства, имеющих два определенных значения двух навигационных параметров. *Местоположение* определяется координатами точки пересечения трех поверхностей положения или двух линий положения. В ряде случаев (из-за нелинейности) две линии положения могут пересекаться в двух точках. При этом однозначно найти местоположение можно, только используя дополнительную поверхность положения или иную информацию о местоположении объекта. Для решения навигационной задачи, то есть для нахождения вектора потребителя  $\mathbf{X}$ , используют функциональную связь между навигационными параметрами и компонентами вектора потребителя. Соответствующие функциональные зависимости принято называть *навигационными функциями*. Конкретный вид навигационных функций обусловлен многими факторами: видом навигации, характером движения навигационных спутников и потребителя, выбранной системой координат и т.д. Навигационные функции для пространственных координат потребителя можно определить с помощью различных разновидностей дальномерных, разностно-дальномерных, угломерных методов и их комбинаций. Для получения навигационных функций, включающих составляющие вектора скорости потребителя, используют радиально-скоростные методы.

### 7.1.2 Дальномерный метод

Наиболее простой дальномерный метод навигационных определений основан на пассивных (беззапросных) измерениях дальности  $R_i$  между  $i$ -м навигационным спутником и потребителем. В этом методе навигационным параметром является дальность  $R_i$ , а поверхностью положения — сфера с радиусом  $R_i$  и центром, расположенным в точке, совпадающей с передающей антенной  $i$ -го спутника. Для простоты будем полагать, что координаты навигационного спутника и его передающей антенны (или антенн) совпадают.

Уравнение сферы

$$R_i = \left[ (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2}, \quad (5.2)$$

здесь  $x_i, y_i, z_i$  — известные на момент измерения координаты  $i$ -го навигационного спутника с учетом его перемещения за время распространения сигнала;  $x, y, z$  — координаты потребителя. Местоположение потребителя, то есть координаты  $x, y, z$ , определяются как координаты точки пересечения трех поверхностей положения - трех сфер. Поэтому для реализации дальномерного метода необходимо измерить дальности  $R_i$  до трех навигационных спутников, то есть  $i = 1, 2, 3$ . Таким образом, для дальномерного метода навигационная функция

представляет собой систему из трех уравнений вида (5.2). Ввиду нелинейности такой системы уравнений возникает проблема неоднозначности определения координат потребителя, устраняемая с помощью известной потребителю дополнительной информации (ориентировочные координаты потребителя).

В (5.2) неявно подразумевается, что все величины должны быть взяты в один и тот же момент времени. Однако координаты спутника привязаны к бортовой шкале времени, а потребитель измеряет задержку сигнала и определяет свои координаты в своей шкале времени. Если шкалы времени спутника и потребителя идеально синхронизированы, то проблем не возникает. При наличии расхождения  $t'$  шкал времени возникает смещение  $R' = c \cdot t'$  измеренной дальности относительно истинной и точность определения местоположения потребителя падает, поэтому недостатком метода является необходимость очень точной привязки шкал времени навигационного спутника и потребителя. Уменьшить влияние этого фактора можно, установив у потребителя высокостабильный эталон времени (частоты) и периодически проводя его калибровку по бортовой шкале времени. Однако высокостабильные эталоны времени достаточно дороги и не могут быть использованы у массового потребителя. Создание относительно дешевых высокостабильных эталонов времени (частоты) — трудная техническая проблема, поэтому в настоящее время более широко применяют псевдодальномерный метод.

### 7.1.3 Псевдодальномерный метод

Под псевдодальномерностью от  $i$ -го навигационного спутника до потребителя понимают измеренную дальность  $R_{\text{ИЗМ}i}$  до этого спутника, отличающуюся от истинной дальности  $R_i$  на неизвестную, но постоянную за время определения навигационных параметров величину  $R'$ . Таким образом, для псевдодальномерности до  $i$ -го навигационного спутника можно записать

$$R_{\text{ИЗМ}i} = R_i + R' = \left[ (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2} + R'. \quad (5.3)$$

В псевдодальномерных методах, основанных на измерениях псевдодальномерностей, в качестве навигационного параметра выступает  $R_{\text{ИЗМ}i}$ . Поверхностью положения по-прежнему является сфера с центром в точке положения навигационного спутника, но радиус этой сферы изменен на неизвестную величину  $R'$ . Измерение псевдодальномерностей до трех спутников приводит к системе трех уравнений с четырьмя неизвестными  $\{x, y, z, R'\}$ . В решении этой системы уравнений возникает неопределенный параметр, и для устранения возникшей неопределенности необходимо провести дополнительное измерение, то есть измерить псевдодальномерность до четвертого спутника. Полученная таким образом система четырех уравнений имеет точное решение, и, следовательно, местоположение потребителя при



измерениях псевдодальностей определяется как точка пересечения четырех поверхностей положения.

Необходимость нахождения в зоне видимости четырех спутников и определяют требования к орбитальной структуре спутниковой системе, использующей псевдодальномерную навигацию.

Псевдодальномерный метод не накладывает жестких ограничений на значение погрешности  $R' = c \cdot t'$  (погрешности временной шкалы) и позволяет одновременно с определением местоположения вычислять отклонение шкалы времени потребителя.

#### 7.1.4 Разностно-дальномерный метод

Метод основан на измерении разности дальностей от потребителя до одного или нескольких навигационных спутников. По своей сути этот метод аналогичен псевдодальномерному, так как его целесообразно использовать только при наличии в дальномерных измерениях неизвестных сдвигов  $R'$ , то есть когда фактически проводятся измерения псевдодальностей. Разностно-дальномерный метод использует три разности  $\Delta R_{ij} = R_{\text{ИЗМ}i} - R_{\text{ИЗМ}j}$  до четырех спутников, так как при постоянстве  $R'$  за время навигационных определений разности псевдодальностей равны разностям истинных дальностей, для определения которых требуется лишь три независимых уравнения. Навигационным параметром является  $\Delta R_{ij}$ .

Поверхности положения определяются из условия  $\Delta R_{ij} = \text{const}$  и представляют собой поверхности двухполостного гиперболоида вращения, фокусами последнего являются координаты  $i$ - и  $j$ -го спутников. Поэтому другое название этого метода – метод гиперболической навигации.

Расстояние между этими опорными точками называют *базой* измерительной системы. Если расстояния от опорных точек (спутников) до потребителя велики по сравнению с размерами базы, то гиперболоид вращения в окрестности точки потребителя практически совпадает со своей асимптотой — конусом, вершина которого совпадает с серединой базы.

Недостатком разностно-дальномерного метода является то, что в нем не может быть определено смещение шкалы времени потребителя.

#### 7.1.5 Доплеровский метод

Метод основан на измерении трех радиальных скоростей перемещения потребителя относительно трех навигационных спутников. Поэтому другое название этого метода — радиально-скоростной. Физической основой радиально-скоростного метода является зависимость радиальной относительной скорости потребителя от координат и скорости потребителя и навигационных спутников. Дифференцируя (5.2) по времени, получаем

$$D_i = \left[ (x_i - x)(V_{xi} - V_x) + (y_i - y)(V_{yi} - V_y) + (z_i - z)(V_{zi} - V_z) \right] / R_i \quad (5.4)$$

Здесь компоненты  $\{(V_{xi} - V_x), (V_{yi} - V_y), (V_{zi} - V_z)\}$  характеризуют вектор относительной скорости потребителя.

Из (5.4) следует, что для определения компонент  $\{V_x, V_y, V_z\}$  вектора скорости потребителя необходимо знать: векторы координат и скорости трех спутников, а также координаты потребителя  $\{x, y, z\}$ .

Координаты потребителя можно получить, например, если измерить радиальные скорости  $D_i$  в течение некоторого времени, а затем их проинтегрировать. Недостатком такого подхода является невозможность их проведения в реальном масштабе времени. Кроме того, в средневысотных спутниковых навигационных системах реализация данного метода навигации затруднена ввиду медленного изменения радиальной скорости, что приводит к большим погрешностям. Это обусловило применение данного метода навигации только для определения составляющих скорости потребителя. Другой возможностью получения информации о координатах  $\{x, y, z\}$  является использование доплеровского метода совместно с дальномерным методом навигации (см. раздел 5.1.2).

Недостатком доплеровского метода навигации при определении скорости потребителя является необходимость наличия высокостабильного эталона частоты, так как любая нестабильность частоты приводит к неконтролируемому изменению доплеровского смещения частоты, а, следовательно, к дополнительным ошибкам измерения составляющих скорости потребителя.

### 7.1.6 Псевдодоплеровский метод

Псевдодоплеровский или псевдоразрадиально-скоростной метод (аналогичен псевдодальномерному методу при определении координат потребителя) позволяет определять вектор скорости потребителя в присутствии неизвестного смещения частоты сигнала, например из-за нестабильности эталона частоты. При наличии такого смещения  $D'$  выражение для радиальной скорости можно представить в виде двух слагаемых

$$D_{измi} = D_i + D' = \left[ (x_i - x)(V_{xi} - V_x) + (y_i - y)(V_{yi} - V_y) + (z_i - z)(V_{zi} - V_z) \right] / R_i + D' \quad (5.5)$$

Для нахождения вектора скорости потребителя  $\{V_x, V_y, V_z\}$  и поправки  $D'$  необходимо провести измерения по четырем навигационным спутникам и решить систему четырех уравнений вида (5.5). Для ее решения потребуются знания дальностей  $R_i$  и координат  $\{x, y, z\}$  потребителя. Эта информация может быть получена, например, из псевдодальномерных измерений (см. раздел 5.1.3).

### 7.1.7 Разносто-доплеровский метод

Сущность разносто-доплеровского или разносто-радиально-скоростного метода заключается в определении трех разностей  $\Delta D_{ij} = D_{\text{ИЗМ}i} - D_{\text{ИЗМ}j}$  радиальных скоростей четырех навигационных спутников. При этом разности можно вычислять относительно одного или относительно различных спутников.

Поверхности положения представляют собой поверхности тела вращения, фокусами которого являются координаты центров спутников  $i$ - и  $j$ -го навигационных спутников.

Достоинством данного метода является его нечувствительность к нестабильностям эталонов частоты и другим неконтролируемым смещениям частоты, а его недостатком — невозможность оценки нестабильности эталонов частоты.

### 7.1.8 Комбинированные методы

Помимо перечисленных основных методов определения компонент вектора потребителя  $X$  возможны комбинированные методы, использующие кроме спутниковых навигационных систем дополнительные измерители координат, имеющиеся у потребителя. Так, в псевдодальномерном методе при наличии у потребителя измерителя высоты  $H$  над Землей можно вместо измерений четырех дальностей до спутников ограничиться измерением трех дальностей. В этом случае навигационная функция будет включать три уравнения вида (5.3), а четвертое необходимое уравнение дает измеритель высоты:

$$R_3 + H = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}, \quad (5.6)$$

где  $R_3$  – радиус Земли.

Другой аспект использования комбинированных методов заключается в замене совокупности одновременных измерений на комбинацию одновременных и последовательных измерений или на совокупность только последовательных измерений. В качестве другого примера можно привести псевдодальномерный метод, который можно реализовать, заменив четыре одновременных измерения по четырем спутникам на два последовательных измерения по двум спутникам или на четыре последовательных измерения до одного спутника.

Аналогичные комбинации возможны и для других методов.

### 7.1.9 Определение ориентации с помощью спутниковых систем

С развитием спутниковых навигационных систем и совершенствованием методов и аппаратуры приема и извлечения информации из радиосигналов

возникают возможности решения задачи определения ориентации потребителя (летательного аппарата, морского судна или иного протяженного объекта). Решение этой задачи может заключаться в следующем.

В двух точках потребителя  $A$  и  $B$ , расположенных на некотором известном расстоянии  $d$  одна от другой, устанавливаются два навигационных спутниковых приемника (см. рис. 5.1). Пространственная ориентация линии  $AB$  относительно системы координат, связанной с потребителем (связанной системы координат) также известна. Поэтому знание ориентации линии  $AB$  эквивалентно знанию ориентации связанной системы координат потребителя.

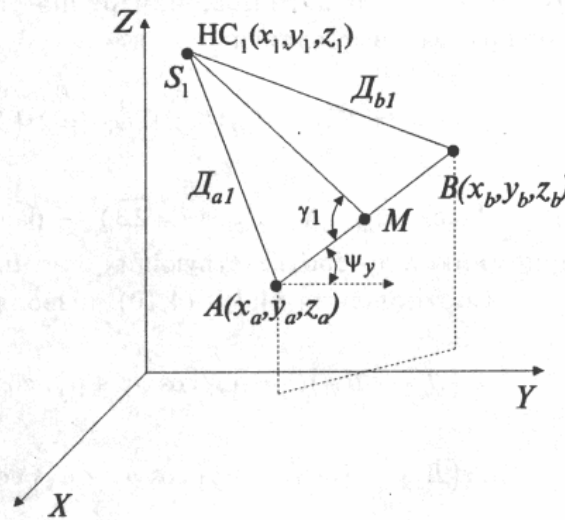


Рис. 5.1. Схема определения ориентации.

Ориентация линии  $AB$  определяется направляющими косинусами  $\cos \psi_x$ ,  $\cos \psi_y$ ,  $\cos \psi_z$ , фиксирующими положение вектора  $AB$  относительно геоцентрической системы координат  $OXYZ$ .

Пусть приемники, расположенные в точках  $A$  и  $B$ , измеряют дальности  $R_{A1}$  и  $R_{B1}$  до навигационного спутника  $HC_1$  с известными координатами  $\{x_1, y_1, z_1\}$ . Тогда разность фаз сигналов, принимаемых в точках  $A$  и  $B$  есть

$$\Delta\phi_1 = 2\pi (R_{A1} - R_{B1}) / \lambda, \quad (5.7)$$

где  $\lambda$  — длина волны излучаемого навигационным спутником сигнала.

Параметр  $\Delta\phi_1$  связан с углом  $\gamma_1$  между вектором  $AB$  и вектором  $S_1M$ , соединяющим середину базы  $AB$  и навигационный спутник  $HC_1$  соотношением

$$\cos \gamma_1 = \Delta\phi_1 \cdot \lambda / (2\pi d). \quad (5.8)$$

С другой стороны угловой параметр  $\gamma_1$  связан с направляющими косинусами  $\cos \psi_x$ ,  $\cos \psi_y$ ,  $\cos \psi_z$  выражением

$$\cos \gamma_1 = \mu_{x1} \cdot \cos \psi_x + \mu_{y1} \cdot \cos \psi_y + \mu_{z1} \cdot \cos \psi_z \quad (5.9)$$

где  $\mu_{x1}$ ,  $\mu_{y1}$ ,  $\mu_{z1}$  — коэффициенты, определяющиеся известными соотношениями через координаты НС<sub>1</sub> и точки  $M$ , которые могут быть вычислены на основе дальномерных измерений  $R_{A1}$  и  $R_{B1}$ .

Уравнение (5.9) содержит три неизвестных величины — направляющие косинусы  $\cos \psi_x$ ,  $\cos \psi_y$ ,  $\cos \psi_z$ . Для их определения необходимо иметь три таких (независимых) уравнения, которые можно получить, например, проведя в точках  $A$  и  $B$  аналогичные измерения еще по двум спутникам и определив соответствующие фазовые сдвиги

$$\Delta\varphi_2 = 2\pi (R_{A2} - R_{B2}) / \lambda, \quad \Delta\varphi_3 = 2\pi (R_{A3} - R_{B3}) / \lambda, \quad (5.10)$$

здесь  $R_{Ai}$  и  $R_{Bi}$  ( $i = 2, 3$ ) — расстояния от точек  $A$  и  $B$  расположения приемников до соответствующих спутников НС<sub>2</sub> и НС<sub>3</sub>.

Соотношения (5.7)-(5.10) позволяют составить систему трех уравнений:

$$\begin{aligned} 2\pi (R_{A1} - R_{B1}) / \lambda &= \mu_{x1} \cdot \cos \psi_x + \mu_{y1} \cdot \cos \psi_y + \mu_{z1} \cdot \cos \psi_z \\ 2\pi (R_{A2} - R_{B2}) / \lambda &= \mu_{x2} \cdot \cos \psi_x + \mu_{y2} \cdot \cos \psi_y + \mu_{z2} \cdot \cos \psi_z, \\ 2\pi (R_{A3} - R_{B3}) / \lambda &= \mu_{x3} \cdot \cos \psi_x + \mu_{y3} \cdot \cos \psi_y + \mu_{z3} \cdot \cos \psi_z \end{aligned} \quad (5.11)$$

и решить ее, определив направляющие косинусы и, соответственно, пространственную ориентацию линии  $AB$  и потребителя.

Иногда задачу упрощают, используя уравнение связи

$$\cos^2 \psi_x + \cos^2 \psi_y + \cos^2 \psi_z = 1$$

вместо одного из уравнений в (5.11), то есть использовать измерения только от двух навигационных спутников.

Точность определения углов ориентации таким методом может составлять от долей до нескольких угловых минут.

## 7.2 Навигационные алгоритмы

В данном разделе приводится математический аппарат решения навигационной задачи с использованием спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS.

### 7.2.1 Математическая постановка задачи спутниковой навигации

При использовании спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS в каждый момент времени потребитель проводит псевдодальномерные и псевдодоплеровские измерения до  $N$  навигационных спутников системы (см. рис.5.2).

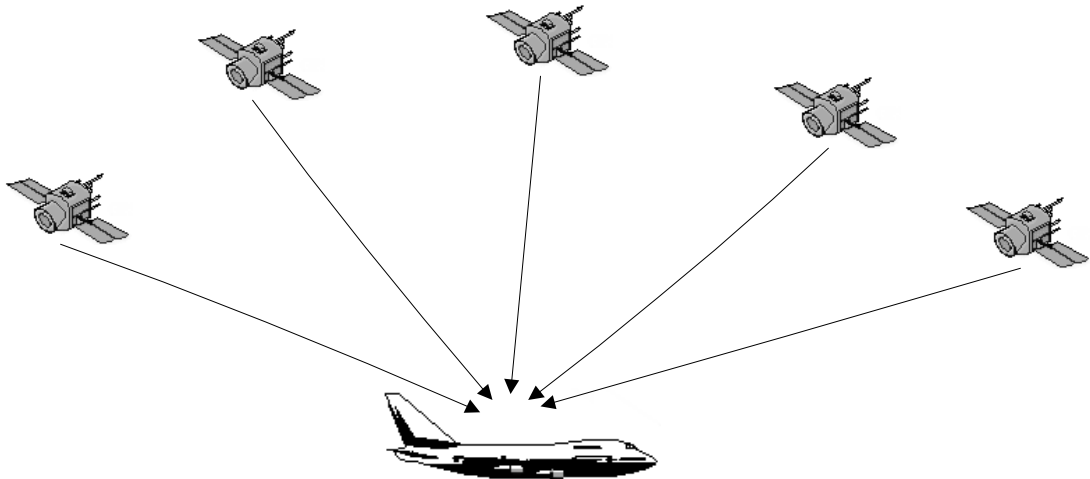


Рис. 5.2. Определение координат потребителя при помощи навигационных спутников.

Число спутников  $N$ , участвующих в навигационном сеансе, зависит от того одна навигационная система используется (GPS, ГЛОНАСС) или обе одновременно (GPS+ГЛОНАСС), а также от географического положения самого потребителя и от условий радиовидимости спутников – открытое место, навигация в городских условиях и т.д. Как следствие, число спутников  $N$  может быть от 1 (навигация в городе) до 15-18 (GPS+ГЛОНАСС навигация на открытой местности). При использовании системы GPS потребителю обычно видны 6-11 спутников.

Для удобства представления уравнение (5.3) для псевдодальности между потребителем и  $i$  спутником запишем в векторном виде:

$$R_i = |r_i - r| + \delta_i, \quad (5.12)$$

где  $r_i$  – радиус-вектор  $i$ -го спутника,  $i=1, \dots, N$ ;

$r$  – радиус-вектор потребителя;

$\delta_i$  – погрешность измерения дальности между потребителем и  $i$ -м спутником, положения и скорость которого известны с некоторыми погрешностями.

Поскольку в действительности происходит непрерывное дальномерное слежение, измерения дальностей до  $i$ -го спутников происходят в один момент времени, то есть измерения являются одномоментными.

В свою очередь соотношение для погрешности дальномерных измерений  $\delta_i$  можно записать в виде (см. раздел 4):

$$\delta_i = \delta_{i\text{ИОН}} + \delta_{i\text{ТРОП}} + B - b_i + e_i \quad (5.13)$$

где  $\delta_{i\text{ИОН}}$  – ионосферная составляющая погрешности дальномерного измерения;

$\delta_{i\text{ТРОП}}$  – тропосферная составляющая погрешности дальномерного измерения;

$b_i$  – уход бортовой шкалы времени  $i$ -го спутника;

$e_i$  – прочие погрешности (шум приемника, эфемеридные погрешности, ошибки из-за многолучевости и др.)

Уравнение (5.5) для псевдодоплеровских измерений также приведем в векторном виде:

$$D_i = (v_i - v)(r_i - r) / |r_i - r| + d_i, \quad (5.14)$$

где  $v_i$  – вектор скорости  $i$ -го спутника,  $i=1, \dots, N$ ;

$v$  – вектор скорости потребителя;

$d_i$  – погрешность псевдодоплеровских измерений до  $i$ -го спутника.

Соотношение для погрешности псевдодоплеровских измерений:

$$d_i = F - f_i + \xi_i, \quad (5.15)$$

где  $F$  – скорость ухода часов навигационного приемника потребителя;

$f_i$  – скорость ухода бортовой шкалы времени  $i$ -го спутника;

$\xi_i$  – погрешности шума приемника, эфемеридные погрешности, ионосферные и тропосферные погрешности псевдодоплеровских измерений и др.

С целью упрощения записи объединим псевдодальномерные и псевдодоплеровские измерения в один вектор – вектор измерений  $\eta$ :

$$\eta = |R_1 \dots R_N \ D_1 \dots D_N|^T \quad (5.16)$$

Для построения навигационных алгоритмов введем в рассмотрение вектор "вычисленных"  $\eta_{\text{ВЫЧ}}$  и "измеренных"  $\eta_{\text{ИЗМ}}$  навигационных параметров.

Вектор  $\eta_{\text{ВЫЧ}}$  вычисляется на основе априорной информации о фазовом векторе потребителя и эфемеридной информации, передаваемой в навигационных сообщениях. Заметим, что данный вектор учитывает

релятивистский эффект, а также изменение фазового вектора навигационных спутников и измерений за счет вращения Земли.

Вектор  $\eta_{ИЗМ}$  определяется при помощи измерительного блока навигационного приемника. Вектор  $\eta_{ИЗМ}$  корректируется вычисленными задержками распространения радиосигнала.

Введем в рассмотрение также вектор невязок измерений, то есть разность между "вычисленными"  $\eta_{ВЫЧ}$  и "измеренными"  $\eta_{ИЗМ}$  измерениями:

$$\Delta\eta = \eta_{ВЫЧ} - \eta_{ИЗМ}. \quad (5.17)$$

Решение задачи навигации потребителя заключается в определении расширенного фазового вектора  $X_k = \{x, y, z, V_x, V_y, V_z, B, F\}$  на основе проводимых псевдодальномерных и псевдодоплеровских измерений  $\{R_1, \dots, R_N, D_1, \dots, D_N\}$  от  $N$  спутников. Эти измерения проводятся периодически в  $k$ -е моменты времени. Связь фазового вектора потребителя с псевдодальномерными и псевдодоплеровскими измерениями описывается, соответственно, уравнениями (5.12) и (5.14). Или, объединяя в одно уравнение:

$$\begin{bmatrix} R^k \\ D^k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R^k(X_k, \Theta_k) \\ D^k(X_k, \Theta_k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e^k \\ \xi^k \end{bmatrix}, \quad (5.18)$$

где  $\Theta_k$  – фазовый вектор состояния навигационной спутниковой системы в  $k$ -й момент времени.

Частота проведения измерений зависит от возможностей навигационного приемника. Как правило, время между навигационными сеансами находится в диапазоне от 100 мс до 1 с.

В общем случае уравнение движения потребителя описывается нелинейным уравнением типа:

$$X_{k+1} = \Phi(X_k) + q_k, \quad (5.19)$$

где  $q_k$  – вектор возмущения потребителя в  $i$ -й момент времени.

### 7.2.2 Навигационный алгоритм на основе одномоментных измерений

При решении задачи навигации обычно учитываются только ионосферные и тропосферные погрешности псевдодальномерных измерений. Эти погрешности вычисляются при помощи методов, приведенных в разделе 4.



Все остальные погрешности – шумы приемника, эфемеридные погрешности – считаются неизвестными случайными величинами.

Само решение навигационной задачи (5.18)-(5.19) определения 8-мерного расширенного фазового вектора потребителя  $X$  на основе псевдодальномерных и псевдодоплеровских спутниковых измерений, проведенных в один момент времени (в одну временную эпоху), с использованием метода наименьших квадратов имеет следующий вид:

$$X_{k+1} = X_k + (H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot H_k)^{-1} \cdot H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot \Delta\eta^k, \quad (5.20)$$

здесь  $X_k$  – расширенный фазовый вектор потребителя без учета измерений, проведенных в момент времени  $t_k$ , (априорный вектор потребителя),  $[8 \times 1]$ ;  $X_{k+1}$  – расширенный фазовый вектор потребителя с учетом измерений, проведенных в момент времени  $t_k$ , (апостериорный вектор потребителя),  $[8 \times 1]$ ;

$W_k^{-1}$  – весовая матрица измерений,  $[2N \times 2N]$ ;

$H_k$  – матрица частных производных (матрица измерений),  $[2N \times 8]$ ;

$$H = \left[ \begin{array}{c} \frac{\partial \Delta R^k(X_k, \Theta_k)}{\partial X_k} \\ \frac{\partial \Delta D^k(X_k, \Theta_k)}{\partial X_k} \end{array} \right]^T;$$

$\Delta\eta$  – вектор невязок измерений,  $[2N \times 1]$ .

Необходимо заметить, что для определения вектора потребителя  $X$  данный навигационный алгоритм требует видимости не менее 4 навигационных спутников.

В качестве весовой матрицы измерений используется диагональная матрица, на главной диагонали которой находятся величины, обратные дисперсиям ошибок измерений  $w_i$ :

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & w_{2N} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} 1/w_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1/w_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & 1/w_{2N} \end{bmatrix}.$$

Навигационный кадр спутников GPS содержит информацию о точности дальномерных измерений. Расчеты показывают, что точность псевдодальномерных измерений с использованием спутников ГЛОНАСС составляет 6-8 м. Данная оценка была получена при навигации с использованием систем GPS и ГЛОНАСС. При формировании же весовых

элементов псевдодоплеровских измерений используются соответствующие весовые характеристики псевдодальномерных измерений с постоянным коэффициентом в диапазоне от  $10^{-2}$  до  $10^{-4}$ .

При решении навигационной задачи с использованием одномоментных измерений на основе метода наименьших квадратов обычно проводят декомпозицию с целью уменьшения размерности решаемой задачи и, следовательно, упрощения вычислительной процедуры. Суть декомпозиции заключается в раздельном определении положения и скорости потребителя. Для декомпозиции изменим порядок следования компонент вектора  $X$  – вначале будут компоненты, характеризующие положение потребителя и уход часов приемника (размерность метры), а затем скорость потребителя и скорость ухода его часов (размерность м/с):

$$X = \begin{bmatrix} x & y & z & B & V_x & V_y & V_z & F \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} X & V \end{bmatrix}^T,$$

где  $X = \begin{bmatrix} x & y & z & B \end{bmatrix}^T$  - положение потребителя;

$V = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z & F \end{bmatrix}^T$  - скорость потребителя.

В этом случае матрицу частных производных  $H$  можно представить в виде блочной матрицы:

$$H = \frac{\partial \Delta \eta}{\partial X} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Delta R}{\partial X} & \frac{\partial \Delta R}{\partial V} \\ \frac{\partial \Delta D}{\partial X} & \frac{\partial \Delta D}{\partial V} \end{bmatrix} \quad (5.21)$$

Проведя несложные вычисления, можно убедиться, что матрицы, стоящие на главной диагонали, равны:

$$\frac{\partial \Delta R}{\partial X} = \frac{\partial \Delta D}{\partial V} \quad (5.22)$$

В навигационной литературе матрица  $\frac{\partial \Delta R}{\partial X}$  называется геометрической, поскольку она характеризует взаимное геометрическое расположение спутников и потребителя и обычно обозначается  $G$ . Также иногда встречается другое название – матрица навигационных наблюдений.

Нетрудно убедиться, что  $\frac{\partial \Delta R}{\partial V}$  – нулевая матрица, так как состоит из нулевых элементов.

Последняя, четвертая, матрица  $\frac{\partial \Delta D}{\partial X}$  является матрицей, элементы которой являются малыми величинами по сравнению с элементами геометрической

матрицы  $G$ :  $\frac{\partial \Delta D}{\partial X} \approx G \cdot 10^{-4}$ . Это следует из расчетов величин элементов матриц

$G$  и  $\frac{\partial \Delta D}{\partial X}$ .

Следовательно, если пренебречь величиной четвертого порядка малости, то матрицу частных производных  $H$  можно представить в виде:

$$H \cong \begin{vmatrix} G & 0 \\ 0 & G \end{vmatrix} \quad (5.23)$$

Это и дает возможность провести декомпозицию исходной задачи определения 8-мерного фазового вектора потребителя (5.20) методом наименьших квадратов при проведении одномоментных измерений:

положение потребителя определяется при помощи уравнения

$$X_{k+1} = X_k + (G_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot G_k)^{-1} \cdot G_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot \Delta R^k \quad (5.24)$$

скорость потребителя определяется при помощи уравнения

$$V_{k+1} = V_k + (G_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot G_k)^{-1} \cdot G_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot \Delta D^k \quad (5.25)$$

Нетрудно видеть, что декомпозиция задачи (5.20) существенно облегчает вычислительный процесс.

### 7.2.3 Навигационный алгоритм на основе измерений нарастающего объема

Применение фильтра Калмана позволяет найти оценку вектора потребителя  $X = [x \ y \ z \ B \ V_x \ V_y \ V_z \ F]^T$  в задаче спутниковой навигации (5.8)-(5.9) с учетом всех проведенных ранее измерений  $\eta^k$ .

Будем использовать следующие обозначения:

$H$  – матрица частных производных (матрица измерений);

$W$  – ковариационная матрица погрешностей измерений;

$$W = E[\begin{vmatrix} e_i & \xi_i \\ e_i & \xi_i \end{vmatrix}^T],$$

$Q$  – ковариационная матрица возмущений,  $Q = E[q_i q_i^T]$ ;

$P$  – ковариационная матрица ошибки определения вектора потребителя  $X$ .

Очень часто движение потребителя может иметь достаточно сложную модель с большим числом параметров, которые известны с той или иной степенью достоверности. И модель движения многократно усложняется, если объектом управляет человек – например, навигация самолета, который осуществляет посадку. С другой стороны, навигационные определения проводятся достаточно часто – не менее 1 раза в секунду. Поэтому при описании модели движения объекта (5.19) используют линеаризацию в окрестности текущего фазового вектора потребителя  $X_k$ . Переходная матрица линейной модели движения объекта есть  $\Phi$ .

Априорные оценки вектора потребителя и ковариационной матрицы ошибки

определения вектора потребителя обозначены верхним индексом "-", а апостериорные оценки – индексом "+".

Процедура применения фильтра Калмана на каждом шаге измерений  $k$  ( $k=0,1,2,\dots$ ) имеет следующий вид [5, 9]:

Вычисляется ожидаемый вектор измерений  $\eta$

$$\eta_k = h(X_k^-) \quad (5.26)$$

Вычисляется матрица измерений

$$H_k(X_k^-) = \frac{\partial h(X_k^-)}{\partial X} \quad \text{- матрица [2N x 8]} \quad (5.27)$$

Вычисляется матрица обратной связи  $K_k$  при помощи уравнения:

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + W_k)^{-1} \quad \text{- матрица [8 x 2N]} \quad (5.28)$$

Определяется апостериорная оценка фазового вектора потребителя:

$$(5.29)$$

Определяется апостериорная ковариационная матрица ошибки определения фазового вектора потребителя:

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^T + K_k W_k K_k^T \quad \text{- матрица [8 x 8]}, \quad (5.30)$$

здесь  $I$  – единичная матрица размерности (8 x 8)

Вычисляется априорная оценка ковариационной матрицы на следующем  $k+1$  шаге:

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_k \quad (5.31)$$

Вычисляется фазовый вектор потребителя на следующем  $k+1$  шаге:

$$X_{k+1}^- = \Phi_k X_k^+ \quad (5.32)$$

Формирование ковариационной матрицы погрешностей измерений  $W$  для спутников GPS основывается на данных, передаваемых самими спутниками. Для спутников ГЛОНАСС точность псевдодальномерных измерений составляет 6-8 м. (СКО). В качестве точностных характеристик псевдодоплеровских измерений используются соответствующие характеристики точности псевдодальномерных измерений с постоянным коэффициентом в диапазоне от  $10^{-2}$  до  $10^{-4}$ .

Теперь рассмотрим вопрос формирования переходной матрицы  $\Phi$  и ковариационной матрицы возмущений  $Q$ .

### • Модель часов потребителя

С приемлемой точностью уравнение, описывающее уход часов и скорость ухода часов навигационного приемника потребителя, можно записать в следующем виде:

$$X_{k+1}^C = \Phi^C(\delta t) \cdot X_k^C + q_k^C \quad (5.33)$$

где  $X_{k+1}^C = |B \quad F|^T$ ,  $\Phi^C(\delta t) = \begin{vmatrix} 1 & \delta t \\ 0 & 1 \end{vmatrix}$ ,

$\delta t$  – интервал времени между навигационными определениями,

$q_k^C$  – дискретный белый гауссовский шум с нулевым средним и матрицей дисперсии  $Q^C(\delta t)$ :

$$Q^C(\delta t) \equiv E[q^C \quad q^{CT}] = \begin{vmatrix} s_b \delta t + s_f \frac{\delta t^3}{3} & s_f \frac{\delta t^2}{2} \\ s_f \frac{\delta t^2}{2} & s_f \delta t \end{vmatrix}$$

Величины  $s_b$  and  $s_f$  есть:

$$s_b = 4 \cdot 10^{-19}, \quad s_f = 1.6 \cdot 10^{-19} \cdot \pi^2$$

### • Модель движения потребителя

Линеаризованную модель движения потребителя запишем в виде:

$$X_{k+1}^D = \Phi^D(\delta t) \cdot X_k^D + q_k^D, \quad (5.34)$$

где

$$X_k^D = |x \quad y \quad z \quad V_x \quad V_y \quad V_z|^T,$$

$$\Phi^D(\delta t) = \begin{vmatrix} I & I \delta t \\ 0 & I \end{vmatrix},$$

$I$  – единичная матрица (3 x 3),

$q_k^D$  – дискретный белый гауссовский шум с нулевым средним и матрицей дисперсии  $Q^D(\delta t)$ :

$$Q^D(\delta t) \equiv E[q^D \quad q^{DT}] = \begin{vmatrix} Q^{PP}(\delta t) & Q^{PV}(\delta t) \\ Q^{PV}(\delta t) & Q^{VV}(\delta t) \end{vmatrix},$$

$Q^{PP}(\delta t)$  – матрица возмущений положения потребителя,

$Q^{VV}(\delta t)$  – матрица возмущений скорости потребителя,

$Q^{PV}(\delta t)$  – матрица взаимного влияния возмущений положения и скорости потребителя.

Кратко обсудим проблему формирования матрицы возмущений вектора потребителя  $Q^D$ . Элементы этой матрицы существенно зависят от характера динамики потребителя и от частоты проводимых измерений. Выделим три основных режима.

**Неподвижный или стационарный потребитель** характеризуется нулевой скоростью и, следовательно, нужно задавать только матрицу возмущений положения потребителя  $Q^{PP}$ . При формировании этой матрицы необходимо только учитывать, что если значения ее элементов будут очень малыми величинами, то в какой-то момент времени фильтр Калмана может больше не реагировать на поступающие новые измерения, то есть фильтр "засыпает". При рассмотрении примеров решения навигационных задач для различных типов потребителей будут приводиться все исходные параметры, здесь же только отметим, что для неподвижного потребителя значения элементов матрицы  $Q^{PP}$  имеют порядок  $\sim(1-10 \text{ см})^2$ .

**Потребитель с малой динамикой** характеризуется движением, совершаемым с малыми ускорениями. Это может быть автомобиль, судно, а также самолет, не совершающий маневрирования. Элементы матрицы  $Q^D$  зависят от типа потребителя: элементы матрицы  $Q^{PP}$  имеют порядок  $\sim(10-25 \text{ см})^2$ , а  $Q^{VV}$  есть  $\sim(1-5 \text{ см/с})^2$ . Матрица  $Q^{PV}$  задается, если известна информация о корреляции между векторами положения и скорости потребителя, в противном случае она считается нулевой.

**Потребитель с большой динамикой** характеризуется движением, совершаемым с большими ускорениями, сравнимыми с  $1g$ . Такой динамикой, например, обладает самолет, совершающий посадку. В этом случае элементы матрицы  $Q^{PP}$  имеют порядок  $\sim(10-50 \text{ см})^2$ , а  $Q^{VV}$  есть  $\sim(5-20 \text{ см/с})^2$ .

Разумеется, здесь приведены только общие рекомендации по формированию динамической модели потребителя и при рассмотрении различных примеров решения задачи навигации модель движения потребителя будет уточняться. Предполагалось, что частота навигационных измерений – 1 раз в секунду, то есть интервал времени между измерениями равен 1 с. При изменении интервала времени между навигационными измерениями величины элементы матрицы возмущений вектора потребителя  $Q^D$  должны быть также изменены, причем зависимость квадратичная.

Переходная матрица  $\Phi$  и ковариационная матрица возмущений  $Q$  для 8-мерного фазового вектора потребителя  $X$  объединяет модель движения потребителя и модель его часов:

$$\Phi(\mathcal{X}) = \begin{vmatrix} \Phi^D(\mathcal{X}) & 0 \\ 0 & \Phi^C(\mathcal{X}) \end{vmatrix}, \quad Q(\mathcal{X}) = \begin{vmatrix} Q^D(\mathcal{X}) & 0 \\ 0 & Q^C(\mathcal{X}) \end{vmatrix}, \quad X_k = \begin{vmatrix} X_k^D & 0 \\ 0 & X_k^C \end{vmatrix}.$$

Очевидно, что значения элементов априорной ковариационной матрицы ошибки определения вектора потребителя  $P_0^-$  зависят от точности знания априорного вектора потребителя  $X$ , то есть от того, каким образом формируется вектор  $X_0^-$ . Если на первом этапе решения задачи навигации применять метод наименьших квадратов, то точность знания координат начального положения  $X_0^-$  составляет несколько метров. Блок-схема навигационного алгоритма на основе фильтра Калмана представлена на рис.5.3.

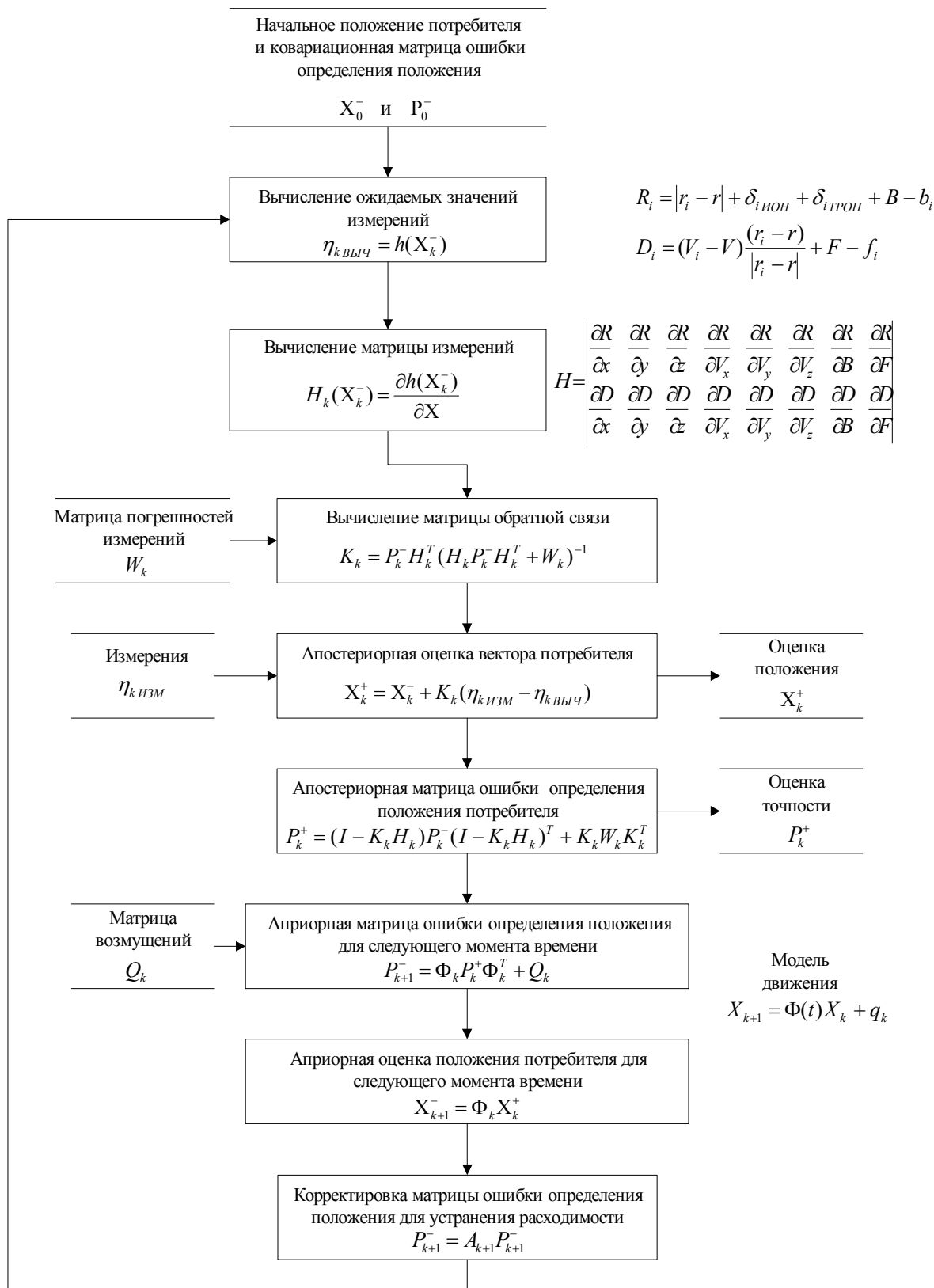


Рис. 5.3. Блок-схема навигационного алгоритма на основе фильтра Калмана.

Необходимо заметить, что в реальных условиях, то есть при использовании измерений, полученных с навигационных приемников, фильтр Калмана (5.26)



– (5.32) может расходиться. Причина расходимости связана с часами приемника, которые требуют более точного оценивания. Экспериментальным путем было установлено, что для устранения расходимости фильтра Калмана (5.26)-(5.32) при решении навигационной задачи достаточно ввести корректировку априорной ковариационной матрицы ошибки определения положения  $P_{k+1}^-$  – соответствующих диагональных элементов матрицы, характеризующих точность определения ухода часов  $D_B$  и скорости ухода часов  $D_F$  потребителя:

$$D_B = m_B D_{B_0}, \quad D_F = m_F D_{F_0}, \quad (5.35)$$

где  $m_B$  - коэффициент в диапазоне от 25 до 50,

$m_F$  - коэффициент в диапазоне от 10 до 25.

Диапазон значений коэффициентов приведен для навигационного оборудования, проводящего измерения один раз в секунду. Если частота измерений выше (ниже) в несколько раз, то корректирующие коэффициенты  $m_B$  и  $m_F$  имеют значения в соответствующее число раз меньше (больше). Так, например, если измерения проводятся один раз в 200 мс, то корректирующие коэффициенты имеют значения:  $m_B \approx 5 \div 10$ ,  $m_F \approx 2 \div 5$ . Заметим, что значения коэффициентов  $m_B$  и  $m_F$  могут еще зависеть еще и от типа часов приемника.

Рекомендуемые значения коэффициентов  $m_B$  и  $m_F$  найдены на основе обработки данных для различных моментов времени и для некоторых типов приемников.

Данный способ устранения расходимости процесса фильтрации позволяет решить навигационную задачу с использованием фильтра Калмана не только для стационарного приемника, но и для движущегося потребителя.

#### 7.2.4 Навигационный алгоритм на основе дальномерных и фазовых измерений

Фазовые измерения – это измерения дальности, выполняемые автономными схемами слежения за сигналом навигационного спутника в приемнике потребителя. Точность фазовых измерений определяется длиной волны навигационного сигнала, которая для гражданского GPS сигнала составляет ~19 см. Поэтому навигационно-временные определения, основанные на фазовых методах измерения, обладают очень высокой точностью. Основной проблемой фазовых измерений является их неоднозначность, связанная с тем, что реальная дальность до спутника отличается от фазового измерения на целое число длин волн. Для разрешения неоднозначности фазовых измерений используется совместная обработка данных, полученных от нескольких навигационных приемников. Тем не менее, если при навигационных определениях используется только один приемник, то, несмотря на неоднозначность, фазовые измерения могут быть использованы для

улучшения точности навигации.

Необходимо отметить, что при использовании ГЛОНАСС/GPS систем проводятся псевдофазовые измерения, которые не требуют у потребителя наличия высокостабильных эталонов времени.

Навигационное решение, полученное с использованием одномоментных псевдодальномерных измерений на основе метода наименьших квадратов, обладает достаточно большой шумовой составляющей. Это связано с тем, что точность псевдодальномерных измерений составляет несколько десятков метров (более подробно – см. разделы, посвященные системам ГЛОНАСС и GPS). И одним из подходов повышения качества навигационного решения является сглаживание псевдодальномерных измерений при помощи псевдофазовых измерений, например, при помощи фильтра Калмана или Хатча или с использованием некоторых специальных приемов. А затем сглаженные псевдодальномерные измерения используются для получения навигационного решения. Другим способом повышения качества навигации является совместная обработка псевдодальномерных и псевдофазовых измерений в навигационном алгоритме.

Уравнение для псевдофазы  $\psi_i^k$ , измеряемой потребителем в момент времени  $t_k$ , есть:

$$\psi_i^k \cdot \lambda_i = |r^k - r_i^k| - \delta_i^k_{\text{ИОН}} + \delta_i^k_{\text{ТРОП}} + \Delta F^k - \Delta f_i^k + M_i + d\psi_i^k + o_i^k, \quad i = \overline{1, N}, \quad (5.36)$$

где  $\lambda_i$  – длина волны излучаемого сигнала  $i$ -м спутником в момент времени  $t_k$ ;

$\Delta F^k$  – приращение длины волны принимаемого сигнала в момент времени  $t_k$  из-за отличия частоты приемника от номинальной длины волны;

$\Delta f_i^k$  – приращение длины волны принимаемого сигнала  $i$ -го спутника в момент времени  $t_k$  из-за отличия частоты спутника от номинальной длины волны;

$M_i$  – параметр неоднозначности псевдофазовых измерений для  $i$ -го спутника, соответствующий целому числу циклов фазы принимаемого сигнала;

$d\psi_i^k$  – остаточная часть полной фазы принимаемого сигнала для  $i$ -го спутника в момент времени  $t_k$ ,  $d\psi_i^k < 1$ ;

$o_i^k$  – прочие погрешности.

Решение задачи навигации потребителя заключается в определении в каждый момент времени  $t_k$  собственного вектора  $X^k$  на основе проводимых псевдофазовых измерений  $\{\psi_1, \dots, \psi_N\}$  от  $N$  спутников. Эти измерения также проводятся в моменты времени  $t_k$ . Связь фазового вектора потребителя с псевдофазовыми измерениями описывается, соответственно, уравнениями

(5.36). Или, объединяя в одно уравнение:

$$\psi^k = \psi^k(X^k, \Theta^k) + o^k, \quad (5.37)$$

где  $\Theta^k$  – вектор состояния навигационной спутниковой системы в  $t_k$  момент времени.

Как видим, уравнение измерений псевдофазы (5.36) содержит дополнительную неизвестную величину  $M_i$ . Эта проблема, как отмечалось ранее, носит название "неоднозначность фазовых измерений". Для разрешения этой неоднозначности используются, например, два навигационных приемника, с разнесенными на некоторое (известное) расстояние антеннами. Алгоритм решения неоднозначности псевдофазовых измерений при использовании двух антенн приведен в разделе 12. Ниже рассматривается задача совместного использования псевдодальномерных и псевдофазовых измерений, полученных при помощи только одного приемника.

Кратко опишем постановку исходной навигационной задачи. В каждый момент времени  $t_k$  ( $k = 0, 1, \dots$ ) потребитель проводит псевдодальномерные и псевдофазовые измерения до  $N$  навигационных спутников, положения которых известны с некоторыми погрешностями. Измерения проводятся также с погрешностями. Задача навигации потребителя заключается в определении в каждый момент времени  $t_k$  вектора  $X^k = [x \ y \ z \ B]^T$  на основе проводимых псевдодальномерных и псевдофазовых измерений  $\{R_1, \dots, R_N, \psi_1, \dots, \psi_N\}$  от  $N$  спутников. Связь фазового вектора потребителя с псевдодальномерными  $R_i^k$  и псевдофазовыми  $\psi_i^k$  измерениями описывается, соответственно, уравнениями (5.12) и (5.36). Или, объединяя в одно уравнение:

$$\begin{vmatrix} R^k \\ \psi^k \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} R^k(X^k, \Theta^k) \\ \psi^k(X^k, \Theta^k) \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} e^k \\ o^k \end{vmatrix}, \quad (5.38)$$

где  $\Theta^k$  – вектор состояния навигационной спутниковой системы в  $t_k$  момент времени.

Для исключения параметров неоднозначности фазовых измерений  $M_i$  из состава оцениваемых параметров воспользуемся *методом двойных разностей*. Традиционно данный прием применяется при совместной обработке фазовых измерений от двух и более приемников. Но в нашем распоряжении находится только один навигационный приемник. Поэтому для образования разностей фазовых измерений воспользуемся измерениями, проведенными в соседних временных эпохах: текущей  $t_k$  и предыдущей  $t_{k-1}$ . Уравнение первой разности фазовых измерений для моментов времени  $t_k$  и

$t_{k-1}$ :

$$\Delta \psi_i^k \cdot \lambda_i = |r^k - r_i^k| - |r^{k-1} - r_i^{k-1}| - d\delta_i^k_{\text{ИОН}} + d\delta_i^k_{\text{ТРОП}} + dF^k - df_i^k + \Delta d\psi_i^k + do_i^k, \quad i = \overline{1, N} \quad (5.39)$$

где  $\Delta \psi_i^k$  – изменение фазы  $i$  спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента  $t_k$ ;

$d\delta_i^k_{\text{ИОН}}$  – изменение ионосферной задержки распространения сигнала  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента времени  $t_k$ ;

$d\delta_i^k_{\text{ТРОП}}$  – изменение тропосферной задержки распространения сигнала  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента времени  $t_k$ ;

$dF^k$  – изменение приращения длины волны принимаемого сигнала с момента времени  $t_{k-1}$  до момента времени  $t_k$  из-за отличия частоты приемника от номинальной;

$df_i^k$  – изменение приращения длины волны принимаемого сигнала  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента времени  $t_k$  из-за отличия частоты спутника от номинальной;

$\Delta d\psi_i^k$  – изменение остаточной части полной фазы принимаемого сигнала для  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента времени  $t_k$ ;

$do_i^k$  – прочие изменения фазы  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента  $t_k$ .

Как уже отмечалось, в большинстве современных навигационных приемниках интервал времени между навигационными определениями не превышает 1 с, а у некоторых приемников – 0.1-0.2 с. За такой интервал времени изменение положения GPS-спутника не превышает 2-3 км. А это, в свою очередь означает, что изменения ионосферных  $d\delta_i^k_{\text{ИОН}}$  и тропосферных  $d\delta_i^k_{\text{ТРОП}}$  задержек распространения сигнала в основном определяются флуктуациями диэлектрической проницаемости атмосферы Земли радиотрассы спутник – потребитель. Для интервала времени 0.1-1 с данные изменения достаточны малы и ими можно пренебречь.

Поскольку бортовые часы навигационных спутников обладают достаточно высокими точностными характеристиками, то также можно пренебречь величиной  $dF^k$  – изменением приращения длины волны принимаемого сигнала из-за нестабильности частоты навигационного спутника за интервал времени 0.1-1 с.

В силу особенностей фазовых измерений, заключающихся в возможности измерения только целого числа циклов, включим величину  $\Delta d\psi_i^k$  в  $do_i^k$ .

С учетом сделанных предположений уравнение (5.39) первой разности фазовых измерений для моментов времени  $t_k$  и  $t_{k-1}$  принимает следующий вид:

$$\Delta \psi_i^k \cdot \lambda_i = |r^k - r_i^k| - |r^{k-1} - r_i^{k-1}| + dF^k + do_i^k, \quad i = \overline{1, N}. \quad (5.40)$$

Для исключения из уравнения фазовых измерений неизвестной величины  $dF^k$  образуем вторые разности фазовых измерений. Для этого выберем одно уравнение из  $N$  уравнений первых разностей фазовых измерений (5.40) и вычтем его из оставшихся  $N-1$  уравнений. Поскольку точность измерений выбранного спутника будет влиять на точность всех вторых разностей фазовых измерений, то выбор должен осуществляться на основе наилучших условий приема радиосигнала от этого спутника. В этом случае ионосферные, тропосферные и некоторые другие ошибки измерений будут наименьшими. Наилучшими условиями радиовидимости обладает навигационный спутник с наибольшим углом возвышения над горизонтом.

Для упрощения записи упорядочим все  $N$  спутников по величине угла возвышения: от наименьшего к наибольшему значениям.

Уравнение второй разности фазовых измерений для моментов времени  $t_k$  и  $t_{k-1}$  есть:

$$\nabla \psi_i^k \cdot \lambda_i = |r^k - r_i^k| - |r^{k-1} - r_i^{k-1}| - |r^k - r_N^k| + |r^{k-1} - r_N^{k-1}| + \Delta do_i^k, \quad i = \overline{1, N-1}, \quad (5.41)$$

где  $\nabla \psi_i^k$  – изменение разности фазовых измерений  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента  $t_k$ , то есть вторая разность фазовых измерений.

Таким образом, применение метода двойных разностей изменяет состав

измерений – вместо вектора  $\eta^k = |R_1^k \quad \dots \quad R_N^k \quad \psi_1^k \quad \dots \quad \psi_N^k|^T$  размерностью  $2N$

мы располагаем вектором измерений:  $\eta^k = |R_1^k \quad \dots \quad R_N^k \quad \nabla \psi_1^k \quad \dots \quad \nabla \psi_{N-1}^k|^T$  размерностью  $2N-1$ .

Заметим, что если для какого-то спутника отсутствуют, например, фазовые измерения, то в этом случае просто уменьшается размерность вектора измерений.

Решение навигационной задачи определения вектора потребителя  $X$  на основе одномоментных псевдодальномерных и псевдофазовых спутниковых измерений с использованием МНК имеет вид:

$$X_{k+1} = X_k + (H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot H_k)^{-1} \cdot H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot \Delta \eta^k, \quad (5.42)$$

где  $H_k$  – матрица частных производных (матрица измерений), размерность  $[2N-1 \times 4]$ ;

$W_k^{-1}$  – весовая матрица измерений, размерность  $[2N-1 \times 2N-1]$ .

При формировании весов псевдодальномерных и псевдофазовых измерений используется информация о точности измерения псевдодальности до соответствующего спутника, передаваемая в навигационном кадре. Но для элементов, соответствующих фазовым измерениям, используется коэффициент, увеличивающего вес фазовых измерений. Значение этого коэффициента приблизительно равно 25, что приблизительно соответствует точности фазовых измерений 40-60 см (СКО).

Применение данного алгоритма совместного использования псевдодальномерных и псевдофазовых измерений повышает точность навигации потребителя, приемник которого оборудован только одной антенной. Использование дополнительных псевдофазовых измерений обеспечивает сглаживание выходных данных навигационных определений. Объем необходимых вычислений для реализации данного алгоритма незначительно увеличивает весь объем навигационных вычислений. Существуют и другие методы сглаживания псевдодальномерных измерений, часть из которых будут рассмотрена в разделе 12.

Также приведем упрощенную процедуру сглаживания псевдодальномерных измерений с использованием псевдофазовых измерений. Суть этой процедуры заключается в корректировке измеренных псевдодальностей приращением псевдофазы. Математически это сводится к вычислению следующих рекуррентных соотношений:

$$\begin{aligned}\Delta \tilde{R}_i^k &= \tilde{R}_i^{k-1} + \Delta \psi_i^k \cdot \lambda_i, \\ \tilde{R}_i^k &= \Delta \tilde{R}_i^k + (R_i^k - \Delta \tilde{R}_j^k) / k, \\ i &= \overline{1, N}, k = 0, 1, \dots\end{aligned}\tag{5.43}$$

с начальными условиями:

$$\tilde{R}_i^0 = R_i^0, \Delta \psi_i^0 = 0\tag{5.44}$$

здесь  $R_i^k$  – измеренная псевдодальность между потребителем и  $i$ -ым спутником в момент времени  $t_k$ ;

$\Delta \psi_i^k$  – изменение псевдофазы  $i$ -го спутника с момента времени  $t_{k-1}$  до момента  $t_k$ ;

$\tilde{R}_i^k$  – сглаженная псевдодальность до  $i$ -го спутника в момент времени  $t_k$ .

Заметим, что число  $k$  в уравнении (5.33) определяет вес используемых измерений: при малых  $k$  псевдофазовые измерения практически не применяются для сглаживания дальностей. И, наоборот, при больших значениях  $k$  псевдодальномерные измерения фактически не используются. Поэтому  $k$  в уравнении (5.33) необходимо ограничивать сверху: оно не должно превышать величины 50 - 100.

В навигационном алгоритме также рекомендуется корректировать вес измерения в зависимости от величины числа  $k$ : при малых  $k$ , то есть при использовании несглаженного псевдодальномерного измерения, вес должен быть соответственно меньше.

### 7.3 Геометрический фактор

Рассмотрим основные соотношения, характеризующие влияние взаимного расположения навигационных спутников и потребителя на точность определения положения потребителя с использованием псевдодальномерных измерений.

Эти соотношения можно легко получить, если сделать два предположения:

- в навигационном алгоритме используются одномоментные измерения на основе метода наименьших квадратов;
- погрешности псевдодальномерных измерений равновелики и некоррелированы.

С учетом данных предположений, уравнение для оценки вектора положения потребителя (5.24) принимает следующий вид:

$$X_{k+1} = X_k + G_k^{-1} \cdot \Delta R^k. \quad (5.45)$$

Данное уравнение представляет собой решение задачи определения местоположения потребителя с использованием метода наименьших квадратов без использования весовой матрицы измерений.

В соответствии с используемым методом обработки навигационных измерений вектор ошибок определения координат есть:

$$\Delta X_k = [\delta x_k \quad \delta y_k \quad \delta z_k \quad \delta B_k]^T = X_k - X_{k-1}. \quad (5.46)$$

Тогда ковариационная матрица ошибок определения положения потребителя  $P_k$  может быть записана в виде:

$$P_k = E[\Delta X_k \quad \Delta X_k^T] = E[G_k^{-1} \cdot \Delta R^k \quad \Delta R^{kT} \cdot G_k^{-1T}] = G_k^{-1} \cdot E[\Delta R^k \quad \Delta R^{kT}] \cdot G_k^{-1T}, \quad (5.47)$$

где  $E[\Delta R^k \quad \Delta R^{kT}]$  — ковариационная матрица погрешностей псевдодальномерных измерений  $W$ .

С учетом предположения о равенстве погрешностей измерений и их некоррелированности, матрицу  $W$  можно представить следующим образом:

$$W = I \cdot D_R, \quad (5.48)$$

здесь  $I$  — единичная матрица,

$D_R$  — дисперсия погрешности псевдодальномерных измерений.

Подставляя уравнение (5.48) в уравнение (5.47), получаем уравнение для ковариационной матрицы ошибок определения положения потребителя:

$$P_k = G_k^{-1} \cdot G_k^{-1T} \cdot D_R = (G_k^T \cdot G_k)^{-1} \cdot D_R. \quad (5.49)$$

Дисперсия результирующей погрешности пространственного определения положения потребителя есть след ковариационной матрицы  $P_k$ , то есть сумма всех диагональных элементов:

$$D_X = Sp(P_k) = Sp(G_k^{-1} \cdot G_k^{-1T} \cdot D_R) = Sp(G_k^T \cdot G_k)^{-1} \cdot D_R. \quad (5.50)$$

А уравнение для СКО погрешности пространственного определения положения потребителя:

$$\sigma_X = \sqrt{Sp(G_k^T \cdot G_k)^{-1} \cdot D_R}, \quad (5.51)$$

здесь  $\sigma_R$  – СКО погрешности псевдодалномерных измерений.

Таким образом, СКО погрешности определения положения потребителя можно представить как произведение двух сомножителей: среднеквадратического отклонения погрешности псевдодалномерных измерений  $\sigma_R$  и некоторого коэффициента, характеризующего пространственное взаимное расположение потребителя и навигационных спутников. Этот коэффициент носит название **геометрический фактор**. В иностранной литературе для этого коэффициента используется обозначение GDOP (Geometric Dilution of Precision) – геометрический фактор ухудшения местоопределения.

Напомним, что вектор положения потребителя есть  $X = |x \ y \ z \ B|^T$  (включает уход часов), а размерность ковариационной матрицы  $P$  – [4 x 4]:

$$P = \begin{vmatrix} D_{xx} & D_{xy} & D_{xz} & D_{x\delta} \\ D_{xy} & D_{yy} & D_{yz} & D_{y\delta} \\ D_{xz} & D_{yz} & D_{zz} & D_{z\delta} \\ D_{x\delta} & D_{y\delta} & D_{z\delta} & D_{\delta\delta} \end{vmatrix}$$

Матрицу  $(G_k^T \cdot G_k)^{-1}$  можно записать в аналогичном виде:



$$(G_k^T \cdot G_k)^{-1} = \begin{vmatrix} DOP_{xx} & DOP_{xy} & DOP_{xz} & DOP_{xb} \\ DOP_{xy} & DOP_{yy} & DOP_{yz} & DOP_{yb} \\ DOP_{xz} & DOP_{yz} & DOP_{zz} & DOP_{zb} \\ DOP_{xb} & DOP_{yb} & DOP_{zb} & DOP_{bb} \end{vmatrix} \quad (5.52)$$

Следовательно, коэффициент GDOP есть:

$$GDOP^2 = DOP_{xx} + DOP_{yy} + DOP_{zz} + DOP_{bb}. \quad (5.53)$$

Нетрудно видеть, что если нас интересует только погрешность определения координат потребителя, то необходимо при вычислении коэффициента учесть только первые три диагональных элемента ковариационной матрицы  $P$ , а сам коэффициент носит название PDOP (Position Dilution of Precision):

$$PDOP^2 = DOP_{xx} + DOP_{yy} + DOP_{zz}. \quad (5.54)$$

Коэффициент TDOP (Time Dilution of Precision) отражает точность вычисления ухода часов приемника (шкалы времени) потребителя относительно системной шкалы времени потребителя:

$$TDOP^2 = DOP_{bb}. \quad (5.55)$$

Очень часто потребителя интересует точность определения своего положения в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Для этого необходимо координаты положения пересчитать в топоцентрическую систему координат (см. раздел 3). Уравнение (5.52) примет вид:

$$(G_k^T \cdot G_k)^{-1} = (A^T \cdot G_k^T \cdot G_k \cdot A)^{-1} = \begin{vmatrix} DOP_{ee} & DOP_{en} & DOP_{eu} & DOP_{eb} \\ DOP_{en} & DOP_{nn} & DOP_{nu} & DOP_{nb} \\ DOP_{eu} & DOP_{nu} & DOP_{uu} & DOP_{ub} \\ DOP_{eb} & DOP_{nb} & DOP_{ub} & DOP_{bb} \end{vmatrix}, \quad (5.56)$$

здесь  $A$  – матрица пересчета из гринвичской прямоугольной системы координат ECEF в топоцентрическую систему координат ENU.

Тогда для определения горизонтальной точности вычисляется коэффициент HDOP (Horizontal Dilution of Precision):

$$HDOP^2 = DOP_{ee} + DOP_{nn}. \quad (5.57)$$

а для определения вертикальной точности вычисляется коэффициент VDOP

(Vertical Dilution of Precision):

$$\text{VDOP}^2 = \text{DOP}_{\text{viii}} . \quad (5.58)$$

Между всеми перечисленными геометрическими коэффициентами существует достаточно простая связь:

$$\text{GDOP}^2 = \text{PDOP}^2 + \text{TDOP}^2 = \text{HDOP}^2 + \text{VDOP}^2 + \text{TDOP}^2 . \quad (5.59)$$

Такой подход при оценке точности определения положения потребителя с использованием спутниковой навигационной системы достаточно эффективен и используется для приближенных расчетов. Примеры применения данного подхода приведены в разделе 16 "Пакет программ "Спутниковая навигация" " .

## 8 Спутниковая навигационная система ГЛОНАСС

В данном разделе приводятся общие сведения о навигационной системе ГЛОНАСС, ее структуре, точностных характеристиках. Рассматривается структура и состав наземного комплекса, предназначенного для контроля и управления спутниковой системой. Приводятся данные о спутниковой группировке, характеристиках излучаемых навигационных радиосигналов. Рассматривается структура навигационных сообщений спутников ГЛОНАСС.

### 8.1 Общие сведения

Отечественная навигационная система ГЛОНАСС (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система) предназначена для непрерывного и высокоточного определения пространственного (трехмерного) местоположения, вектора скорости движения, а также времени космических, авиационных, морских и наземных потребителей в любой точке Земли или околоземного пространства. Она состоит из трех сегментов:

- космический сегмент, представляющий собой орбитальную группировку;
- наземный сегмент, состоящий из наземных пунктов контроля и управления;
- сегмент потребителей, представляющий аппаратуру потребителей.

Навигационные определения в системе осуществляются на основе беззапросных измерений в аппаратуре потребителей псевдодальности и радиальной псевдоскорости до четырех спутников (или трех спутников при использовании дополнительной информации), а также с учетом принятых навигационных сообщений этих спутников. В навигационных сообщениях, передаваемых с помощью спутниковых радиосигналов, содержится

информация о различных параметрах, в том числе и необходимые сведения о положении и движении спутников в соответствующие моменты времени. В результате обработки этих данных в аппаратуре потребителей обычно определяются три (две) координаты потребителя, величина и направление вектора его земной (путевой) скорости, текущее время (местное или в шкале Всемирного Времени UTC (SU)).

Разработчиками системы ГЛОНАСС в целом, в том числе навигационных спутников и программного обеспечения управления системой является Научно-производственное объединение прикладной механики.

Разработчиком системы в части подсистемы контроля и управления, бортовой аппаратуры и аппаратуры потребителей является Научно-исследовательский институт космического приборостроения. Генеральный заказчик системы ГЛОНАСС — Военно-космические силы МО РФ, которые и осуществляют управление системой и информирование потребителей о ее состоянии. Основным документом, содержащим описание структуры и наиболее общих характеристик навигационных сигналов и сообщений системы, служит интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС [16].

Навигационная информация, передаваемая спутниками, состоит из непрерывно повторяющихся суперкадров. Каждый суперкадр состоит из кадров, а сами кадры, в свою очередь, состоят из строк навигационных данных.

Основные характеристики системы ГЛОНАСС приведены в табл. 6.1 — 6.3, где для сравнения приведены также сведения и об американской системе GPS.

В табл. 6.1 представлены общесистемные характеристики систем.

Таблица 6.1. Системные характеристики ГЛОНАСС

| Параметр, способ   | ГЛОНАСС                                     | GPS                                 |
|--|---|-------------------------------------|
| Число спутников (резерв)   | 24 (3)                                      | 24 (3)                              |
| Число орбитальных плоскостей   | 3   | 6                                   |
| Число спутников в орбитальной плоскости                                  | 8   | 4                                   |
| Тип орбит  | Круговая ( $e = 0 \pm 0,01$ )               | Круговая                            |
| Высота орбит, км   | 19100                                       | 20145                               |
| Наклонение орбит, град   | $64.8 \pm 0,3$                              | 55 (63)                             |
| Драконический период обращения спутников                                 | 11ч 15 мин 44 с $\pm 5$ с                   | 11 ч 56.9 мин                       |
| Способ разделения сигналов   | Частотный                                   | Кодовый                             |
| Несущие частоты навигационных радиосигналов, МГц: <i>L1</i><br><i>L2</i> | 1602.5625...1615.5<br>1246.4375...1256.5    | 1575.42<br>1227.6                   |
| Период повторения дальномерного кода или его сегмента                    | 1 мс  | 1 мс (C/A-код)<br>7 дн (P-код)      |
| Тактовая частота сигнала, МГц  | 0.511                                       | 1.023 (C/A-код)<br>10.23 (P, Y-код) |
| Скорость передачи цифровой информации, бит/с                             | 50  | 50                                  |
| Длительность суперкадра, мин   | 2.5   | 12.5                                |
| Число кадров в суперкадре  | 5   | 25                                  |
| Число строк в кадре  | 15  | 5                                   |
| Система отсчета времени  | UTC (SU)                                    | UTC (USNO)                          |
| Система отсчета пространственных координат                               | ПЗ-90                                       | WGC-84                              |
| Тип эфемерид   | Геоцентрические координаты и их производные | Модифицированные кеплеровы элементы |

В табл. 6.2 представлены точностные характеристики навигационных систем GPS и ГЛОНАСС. В таблице показаны погрешности (СКО) при определении горизонтального и вертикального положения, скорости, ускорения и времени. Данные для системы GPS приведены для варианта работы с селективным доступом (SA — Selective Availability).

Таблица 6.2. Точностные характеристики навигационных систем

| Параметр                     | Точность навигационных определений |             |                       |
|------------------------------|------------------------------------|-------------|-----------------------|
|                              | GPS ( $P=0.95$ )                   |             | ГЛОНАСС ( $P=0.997$ ) |
| Горизонтальная плоскость, м  | 100                                | (C/A-код)   | 60 (СТ-код)           |
|                              | 18                                 | (P-, Y-код) |                       |
| Вертикальная плоскость, м    | 156                                | (C/A-код)   | 75 (СТ-код)           |
|                              | 28                                 | (P-, Y-код) |                       |
| Скорость, см/с               | < 200                              | (C/A-код)   | 15 (СТ-код)           |
|                              | 20                                 | (P-, Y-код) |                       |
| Ускорение, мм/с <sup>2</sup> | 8                                  | (C/A-код)   | —                     |
|                              | <19                                | (C/A-код)   |                       |
| Время, мкс                   | 0.34                               | (C/A-код)   | 1 (СТ-код)            |
|                              | 0.18                               | (P-, Y-код) |                       |

В настоящее время на базе ГЛОНАСС предполагается создание Единой глобальной системы координатно-временного обеспечения, включающей государственную систему Единого времени с эталонной базой страны;

- государственную систему и службу определения параметров вращения Земли;
- систему наземной и заатмосферной оптической астрометрии;
- космическую геодезическую систему и т. д.

Считается, что возможности существенного повышения точности навигационных определений связаны с созданием глобальной системы отсчета, использующей самоопределяющиеся навигационно-геодезические спутники без привлечения измерений с поверхности Земли.

В табл. 6.3 приведены типовые данные погрешностей для систем ГЛОНАСС и GPS для различных вариантов экспериментальных измерений.

Таблица 6.3. Погрешности НСС ГЛОНАСС

| Источник погрешности, м | Дальномерная погрешность |                 |                   |   |
|-------------------------|--------------------------|-----------------|-------------------|---|
|                         | ГЛОНАСС                  |                 | GPS               |   |
|                         | $T_{cp} = 1$ с           | $T_{cp} = 10$ с | P-,Y-код          | C/A-код   |
| Эфемериды и БЭВЧ        | 9.2                      | 9.2             | 3.6               | 3.6   |
| Ионосферная рефракция   | 10                       | 10              | 0.01              | 7   |
| Тропосферная рефракция  | 2                        | 2               | 0.7               | 0.7   |
| Многолучевость          | 3                        | 1               | 1.8               | 1.2   |
| Другие                  | 1.5                      | 1               |                   |   |
| Приемоиндикатор         | 15                       | 5               | 0                 | 24  |
| Применение SA           |                          |                 | 0.6               | 15  |
| Суммарная СКО эфемерид  | 20.6<br>(8 ... 10)       | 14.7            | 4.1<br>(1.4..6.6) | 8.1 (7...14)<br>(без SA)<br>25 (30...40) (с SA) |

**Этапы развертывания.** Первый навигационный спутник, предназначенной для нединамичных потребителей, был выведен на орбиту в 1967 г. А уже через год были проведены научные исследования по обоснованию, целесообразности и возможности создания единой космической навигационной системы, способной обеспечить потребности любых наземных, морских, воздушных и космических потребителей с повышенной точностью. Такой системой стала система ГЛОНАСС (1972—1982 гг.). Развертывание спутниковой группировки велось поэтапно. Первый спутник ГЛОНАСС (Космос 1413) был запущен 12 октября 1982 г. К середине 1995 г. было запущено всего 65 спутников ГЛОНАСС, большая часть из которых к настоящему времени уже выведена из эксплуатации.

В соответствии с указом Президента РФ от 24 сентября 1993 г. началось официальное использование системы ГЛОНАСС с промежуточным созвездием спутников. Штатная эксплуатация системы ГЛОНАСС началась в конце 1995 г., когда группировка объединила 24 рабочих спутника.

Считается, что такое созвездие имеет некоторую избыточность, так как, например, даже 22-спутниковое созвездие, созданное к середине 1995 г., обеспечивало непрерывное навигационное поле в течение суток. При этом потребители могли наблюдать от 5 до 8 спутников.

В 1996 г. Правительство России подтвердило сделанное на 10-й Аэронавигационной конференции ИКАО предложение о предоставлении канала стандартной точности системы ГЛОНАСС мировому авиационному сообществу, обеспечивающего определение координат с характеристиками точности, показанными в табл. 6.2. В отличие от системы GPS, здесь не предполагается использования каких-либо методов закругления точности. Система ГЛОНАСС с полностью развернутой группировкой характеризуется

вероятностью обеспечения навигационных определений не хуже 0.947 в непрерывном навигационном поле с точностью, указанной в табл. 6.2. Расчетный ресурс спутника системы ГЛОНАСС составляет не менее трех лет. После 2003 г. планируется развернуть модернизированную систему ГЛОНАСС-М. 10 декабря 2003 был запущен первый спутник ГЛОНАСС-М. Ресурс спутников ГЛОНАСС-М составит не менее 5 лет, что позволит повысить надежность системы в целом. За счет межспутниковых измерений значительно повысится время автономной работы орбитальной группировки и другие характеристики. Точностные характеристики определения плановых координат, высоты и времени ( $1 \sigma$ ) составят соответственно 10 м, 10 м и десятки наносекунд.

## 8.2 Орбитальная группировка системы ГЛОНАСС

Орбитальная группировка системы ГЛОНАСС состоит из 24 спутников. Спутники, излучая непрерывные навигационные сигналы, формируют в совокупности сплошное навигационное поле на поверхности Земли и в околоземном пространстве, которое используется для навигационных определений различными потребителями.

Структура сети спутников такова, что в каждой точке земной поверхности и околоземного пространства в любой момент времени находится одновременно не менее четырех спутников, взаимное расположение и качество сигналов которых обеспечивает ему возможность координатно-временных измерений с заданными характеристиками. Требование по количественному составу орбитальной группировки основывается на том, что заданные точностные характеристики навигационного обеспечения могут быть получены в системе ГЛОНАСС при наличии в орбитальной группировке 21 спутника (по семь спутников в каждой орбитальной плоскости). Остальные спутники обеспечивают "горячий" резерв и высокую устойчивость системы.

Спутники ГЛОНАСС размещаются на трех практически круговых орбитах. Высота каждой орбиты составляет 18 840 ... 19 440 км (номинальное значение составляет 19 100 км), что позволяет отнести ГЛОНАСС к среднеорбитальным спутниковым системам. Номинальные значения других параметров орбит ГЛОНАСС приведены в табл. 6.4.

Точность приведения спутника в заданную (рабочую) точку орбиты составляет: по периоду обращения 0.5 с; по аргументу широты  $1^\circ$ ; по эксцентриситету  $\pm 0.01$ ; по наклонению орбиты  $\pm 0.3^\circ$ .

Орбитальные плоскости разнесены по долготе восходящего узла на  $120^\circ$ . При полном созвездии в каждой орбитальной плоскости равномерно размещаются по 8 спутников с номинальным сдвигом по аргументу широты  $45^\circ$ . Спутники в соседних орбитальных плоскостях сдвинуты на  $15^\circ$  по аргументу широты. Нумерация орбитальных плоскостей осуществляется по направлению

вращения Земли, а нумерация позиций (так называемых рабочих точек орбиты или орбитальных точек) в последовательности спутников на орбите на определенный момент времени — против их движения. Спутники, занимающие эти позиции, часто обозначаются с помощью соответствующих (системных) номеров, совпадающих с номером позиции, несмотря на известную неоднозначность этого термина. При этом спутники с системными номерами №1 ... №8 располагаются в первой орбитальной плоскости, № 9 ... 16 — во второй и № 17 ... 24 — в третьей, соответственно.

Номинальные значения абсолютных долгот восходящих узлов идеальных орбитальных плоскостей, зафиксированных на 0 ч 00 мин 00 с 1.01.83 г. (московского декретного времени), равны  $\Omega = 251^{\circ}15'00'' + 120^{\circ} \cdot (i-1)$ ,  $i = 1, 2, 3$  — номер орбитальной плоскости. Идеальные значения аргументов широты спутников с системными номерами  $j = N + 8$  и  $j = N + 16$  отличаются от аргументов широты с номерами  $j = N$  и  $j = N + 8$ , соответственно, на  $15^{\circ}$ , где  $N = 1, \dots, 8$  и составляют на 0 ч 00 мин 00 с 1.01.83 (московского декретного времени) величины  $\omega = 145^{\circ}26'37'' + 15^{\circ} \cdot (27 - 3j + 25j^*)$ , где  $j$  - системный номер спутника,  $j^* = \text{entire}(j - 1/8)$  — целая часть числа (\*).

Таблица 6.4. Состояние орбитальной группировки системы ГЛОНАСС на 11.02.2004.

| №          | Дата запуска | Дата ввода | Номер орбитальной плоскости / точки | Номер частотного канала | Состояние спутника |
|------------|--------------|------------|-------------------------------------|-------------------------|--------------------|
| 794 (2402) | 10.12.2003   | 02.02.2004 | 1 / 02                              | 04                      | -<br>(04.02.2004)  |
| 789 (2381) | 01.12.2001   | 04.01.2002 | 1 / 03                              | 12                      | +                  |
| 795 (2403) | 10.12.2003   | 30.01.2004 | 1 / 04                              | 06                      | -<br>(10.02.2004)  |
| 711 (2382) | 01.12.2001   | 15.04.2003 | 1 / 05                              | 02                      | +                  |
| 701 (2404) | 10.12.2003   |            | 1 / 06                              |                         |                    |
| 787 (2375) | 13.10.2000   | 04.11.2000 | 3 / 17                              | 05                      | +                  |
| 783 (2374) | 13.10.2000   | 05.01.2001 | 3 / 18                              | 10                      | +                  |
| 792 (2395) | 25.12.2002   | 31.01.2003 | 3 / 21                              | 05                      | +                  |
| 791 (2394) | 25.12.2002   | 10.02.2003 | 3 / 22                              | 10                      | +                  |
| 793 (2396) | 25.12.2002   | 31.01.2003 | 3 / 23                              | 11                      | +                  |
| 788 (2376) | 13.10.2000   | 21.11.2000 | 3 / 24                              | 03                      | +                  |

Состояние орбитальной группировки ГЛОНАСС на 11.02.04 показано в табл.6.4, где знак "+" означает штатную работу спутника; "-" — временное выведение спутника из применения (с указанием даты этого события). Спутники ГЛОНАСС не имеют резонанса с вращением Земли. Период обращения спутников подобран таким образом, что приблизительно за 8 суток они совершают 17 оборотов вокруг Земли. При этом начало каждого витка смещается относительно поверхности Земли приблизительно на 21 по



долготе. Каждые восемь суток спутник проходит над одними и теми же точками на поверхности Земли. За счет смещения спутников внутри орбитальных плоскостей все они движутся относительно поверхности Земли практически по одному и тому же следу (полосе). Это свойство обеспечивает высокоточное определение орбит спутников и параметров вращения земли. Орбитальная группировка спутников ГЛОНАСС с несинхронными почти круговыми орбитами более стабильна по сравнению с группировкой спутников GPS с синхронными 12-тичасовыми орбитами.

Рассмотренная структура орбитальной группировки позволяет обеспечить практически непрерывное и глобальное покрытие земной поверхности и околоземного пространства (включая ближний космос) навигационным полем с заданными характеристиками.

Доступность спутников в системе ГЛОНАСС на широтах более  $50^\circ$  выше, чем в системе GPS. Это связано с большим значением наклона орбит спутников ГЛОНАСС.

Орбитальная структура спутников ГЛОНАСС характеризуется высокой устойчивостью и не требует дополнительных коррекций в течение всего срока активного существования спутников. Так максимальные уходы спутника относительно идеального положения на орбите не превышают  $\pm 5^\circ$  на интервале в 5 лет, а средняя скорость прецессии орбитальных плоскостей составляет  $0.59251 \cdot 10^{-3}$  рад/с. Кроме того, структура сохраняет свои функциональные качества при выходе из строя одновременно до 6 спутников (по два в каждой плоскости).

Поддержание орбитальной группировки осуществляется выводением новых навигационных спутников при снижении их общего числа в любой плоскости менее восьми. Запуск в заданную плоскость орбиты осуществляется по групповой схеме (три спутника одновременно) с помощью ракеты носителя Протон и разгонного блока ДМ с космодрома Байконур. Использование групповой схемы выведения приводит к тому, что в каждой плоскости могут находиться избыточные работоспособные спутники, которые переводятся в нештатный способ функционирования, когда целевая (навигационная) аппаратура выключена, и возможна профилактика систем, так как обеспечивающие системы поддерживают штатную ориентацию, заданный тепловой режим и энергоснабжение.

Схема выведения спутников включает: выведение космической головной части на промежуточную круговую орбиту высотой около 200 км; переход на эллиптическую орбиту с перигеем примерно 200 км, апогеем около 19 100 км и наклоном  $64.3^\circ$ ; переход на круговую орбиту высотой 19 100 км.

В общем случае эксплуатация спутника предполагает следующие этапы полета:

- выведение спутника на орбиту после отделения его от разгонного блока продолжительностью от 5 до 12 витков; здесь производится проверка

работоспособности всех бортовых систем;

- приведение и постановка спутника в системную точку с заданными периодом обращения и угловым положением в системной плоскости; продолжительность этого этапа от одной недели до одного месяца и определяется угловым положением спутника в точке выведения на орбиту и системной точкой спутника;
- штатная эксплуатация спутника;
- нахождение спутника вне системы (например, при проведении профилактических и восстановительных работ).

Реконфигурация рассмотренной орбитальной группировки допускается в связи с ограниченными запасами топлива для двигательных установок спутника только в крайних случаях и проводится в целях оптимизации структуры и используемых частот (в целях повышения точности навигационных определений и обеспечения электромагнитной совместимости с другими системами). Орбитальные маневры проводятся на этапе установки новых спутников после их выведения на орбиту. При этом один спутник остается в точке выведения, а два других разводятся в соседние рабочие точки (предварительно возможен перевод уже функционирующих спутников в новую рабочую точку).

Навигационные спутники являются основными элементами системы ГЛОНАСС. Их аппаратура предназначена для выполнения следующих функций, обеспечивающих высокое качество координатно-временных измерений:

- излучения высокостабильных навигационных радиосигналов двух типов — стандартной точности без преднамеренного ухудшения характеристик и высокой точности в дециметровом диапазоне волн;
- 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, дешифрирования и отработки разовых команд;
- приема, запоминания и отработки программ управления режимами функционирования спутника на орбите;
- формирования телеметрических данных о состоянии бортовой аппаратуры и передача их в наземный комплекс управления;
- приема и отработки кодов коррекции и фазирования бортовой шкалы времени;
- выработку и передачу сигналов "Вызов наземного комплекса управления" при сбое или выходе важных контролируемых параметров за пределы нормы;

- анализ состояния бортовой аппаратуры и выработка управляющих команд.

Навигационный спутник ГЛОНАСС имеет три модели, отличающиеся номенклатурой решаемых задач, аппаратурным составом, точностными характеристиками и сроком активного существования. В настоящее время в штатной орбитальной группировке находятся навигационные спутники первого поколения — ГЛОНАСС. Навигационный спутник второго поколения — ГЛОНАСС-М — в настоящее время находится на стадии летных испытаний и после проверок будет использован для замены спутников ГЛОНАСС в орбитальной группировке. Навигационный спутник третьего поколения ГЛОНАСС-К находится на стадии опытно-конструкторских работ. Внешний вид спутников показан на рис. 6.1.

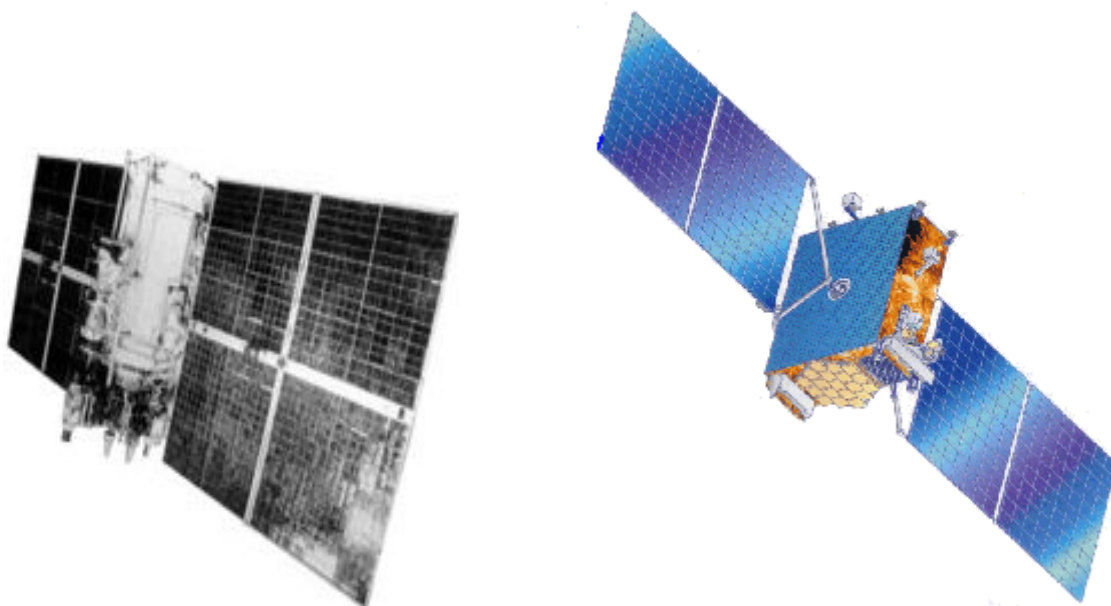


Рис. 6.1. Навигационные спутники ГЛОНАСС (слева) и ГЛОНАСС-К(справа).

В системе ГЛОНАСС предусмотрены режимы применения: номинальный (штатный) и профилактический. В номинальном режиме навигационный спутник находится в составе орбитальной группировки и излучает навигационные сигналы. В профилактическом режиме навигационный спутник выводится из группировки для проведения профилактических работ.

### 8.3 Наземный сегмент системы ГЛОНАСС

Наземный сегмент системы ГЛОНАСС предназначен для контроля правильности функционирования, управления и информационного

обеспечения спутниковой группировки и состоит из следующих элементов:

- центр управления системой;
- центральный синхронизатор;
- контрольные станции;
- система контроля фаз;
- кванто-оптические станции;
- аппаратура контроля поля.

Наземный сегмент выполняет следующие функции:

- проведение траекторных измерений для определения и прогнозирования параметров орбит всех спутников;
- определение расхождения бортовых шкал времени всех спутников с системной шкалой времени, синхронизация спутниковой шкалы времени с временной шкалой центрального синхронизатора и службы единого времени путем фазирования и коррекции бортовых шкал времени спутников;
- формирование массива служебной информации (навигационных сообщений), содержащего спрогнозированные эфемериды, альманахи и поправки к бортовой шкале времени каждого спутника и другие данные, необходимые для формирования навигационных кадров;
- передача (закладка) массива служебной информации в память бортового компьютера каждого спутника и контроль за его прохождением;
- контроль по телеметрическим каналам за работой бортовых систем спутников и диагностика их состояния;
- контроль информации в навигационных сообщениях спутника;
- управление полетом спутников и работой их бортовых систем путем выдачи на спутники программ и команд управления; контроль прохождения этих данных; контроль характеристик навигационного поля;
- определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала спутника по отношению к фазе сигнала центрального синхронизатора;
- планирование работы всех технических средств наземного комплекса, автоматизированная обработка и передача данных между его элементами.

Основные задачи контроля и управления решаются в автоматизированном режиме.

**Центр управления системой** соединен каналами автоматизированной и неавтоматизированной связи, а также линиями передачи данных со всеми элементами наземного комплекса, планирует и координирует работу всех его средств на основании принятого ежесуточного режима управления спутниками. При этом осуществляется сбор и обработка данных для прогноза

эфемерид и частотно-временных поправок, расчет и анализ пространственных характеристик системы, анализ баллистической структуры и расчет исходных данных для планирования работы.

Информация, необходимая для запуска спутников, расчета параметров их орбитального движения, управления ими в полете, поступает от системы единого времени и эталонных частот, системы определения параметров вращения Земли, системы мониторинга гелио- и геофизической обстановки. Шкала времени системы ГЛОНАСС, которая используется для синхронизации процессов в системе, формируется в центральном синхронизаторе.

**Контрольные станции** (станции управления, измерения и контроля или наземные измерительные пункты) осуществляют сеансы траекторных и временных измерений, необходимых для определения и прогнозирования пространственного положения спутников и расхождения их шкал времени со шкалой времени ГЛОНАСС, а также собирают телеметрическую информацию о состоянии бортовых систем спутников. С их помощью происходит закладка в бортовые компьютеры спутников массивов служебной информации (альманах, эфемериды, частотно-временные поправки и др.), временных программ и оперативных команд для управления бортовыми системами.

Траекторные измерения осуществляются с помощью радиолокационных станций, которые определяют запросным способом дальность до спутников и радиальную скорость. Дальномерный канал характеризуется максимальной ошибкой около 2-3 м. Процесс измерения дальности до спутника совмещают по времени с процессом закладки массивов служебной информации, временных программ и команд управления, со съемом телеметрических данных со спутника.

Для эфемеридного обеспечения каждому спутнику ежедневно выдается по 10-12 наборов (сеансов) измеренных текущих навигационных параметров объемом примерно 1 Кбайт каждый.

В настоящее время для обеспечения работ системы ГЛОНАСС могут использоваться контрольные станции, рассредоточенные по всей территории России (рис. 6.2). Размещение сети контрольных станций выбрано с учетом существующей инфраструктуры управления и из условий надежного решения задач траекторных измерений для всей орбитальной группировки.



Рис. 6.2. Наземный сегмент системы ГЛОНАСС.

Такая сеть обеспечивает закладку на спутники системы 1 раз/сут высокоточных эфемерид и временных поправок (возможна закладка 2 раз/сут).

В случае выхода из строя одной из станций возможна ее равноценная замена другой, так как сеть обладает достаточной избыточностью. В наихудшей ситуации работу системы может обеспечивать центр управления системой и одна станция. Однако интенсивность ее работы будет очень высокой. При планировании работы на сутки определяются основные и резервные станции для проведения сеансов измерений с необходимой избыточностью. Контрольные станции имеют тройное резервирование по аппаратуре (один комплект рабочий, второй — в резерве, третий — профилактические работы). Контрольные станции ГЛОНАСС могут использоваться для обеспечения функционирования и других космических средств.

**Кванто-оптические (лазерные) станции** предназначены для периодической юстировки радиотехнических каналов измерения дальности с помощью лазерного дальномера. В этих целях на каждом спутнике размещены специальные лазерные отражатели, применение которых обеспечивает высокоточное измерение параметров движения спутников ГЛОНАСС. В России были разработаны три типа лазерных станций: лазерная дальномерная система Гео-ИК, Эталон и Майданак.

Станция Гео-ИК является частью спутниковой геодезической системы Гео-ИК, которая используется для определения земных координатных систем и моделей гравитационного поля Земли. Эти модели являются основой для высокоточных определений орбит спутников ГЛОНАСС.

Кванто-оптические станции типа Эталон и Майданак используются для корректировки радиолокационных измерений и в процессе определения орбит в ГЛОНАСС. Второе поколение станций Эталон позволяет определять положение спутников видимых по отраженному вниз солнечному свету (со звездной величиной менее, чем 13) на максимальной высоте около 20000 км. Погрешность измерений дальности при интервале усреднения в 15 с составляет около 1.5-2 см и углового положения — 2-3".

Кванто-оптическая станция Майданак представляет собой многофункциональный комплекс, который позволяет измерять дальность до космических объектов на высотах до 40 000 км (со звездной величиной 16). Максимальная угловая ошибка определения положения спутника имеет порядок от 0.5 до 1-2", а дальномерная ошибка — не более 0.5-1.8 см. Наиболее эффективно лазерные станции работают в ночное время при хорошей видимости.

**Система контроля фаз** обеспечивает контроль (сверку) сигнала, излучаемого спутником с целью измерения фазового и частотного сдвига бортовых эталонов времени и частоты относительно эталона центрального синхронизатора. Эта информация необходима для синхронизации фаз навигационных сигналов, излучаемых всеми спутниками ГЛОНАСС. Такая процедура производится с помощью контрольного навигационного приемника. В процессе сверки (для определения сдвига бортовой шкалы времени) принятые дальномерные сигналы спутника сравниваются с опорными сигналами, полученными от высокостабильного (относительная нестабильность порядка  $10^{-13}$ ) эталона частоты центрального синхронизатора. В результате сравнения измеряется псевдодальность

$$PR(t) = R(t) + A(t),$$

где  $R(t)$  — дальность до спутника;  $A(t)$  — ошибка ее измерения, обусловленная, в частности, рассогласованием фаз между бортовым стандартом времени и частоты и центральным синхронизатором. В связи с тем, что псевдодальность является измеряемой величиной, и, учитывая максимальную ошибку  $R(f)$ , значение  $A(t)$  можно определить с точностью 3-4м. В дальнейшем  $A(t)$  можно усреднить на длительном интервале, экстраполировать на заданный момент времени ( $t + T$ ) и привести к соответствующей размерности для коррекции, например, шкалы времени и частоты бортового эталона.

Результаты измерений, проводимых в системе контроля фаз, автоматизировано передаются в центр управления системой для расчета поправок к фазе и частоте бортового эталона, входящих в навигационные сообщения соответствующего спутника. Сверка фаз дальномерных сигналов

выполняется 1 раз/сут для каждого спутника. Параметры для синхронизации бортовой шкалы времени обновляются 2 раз/сут, поэтому вклад ошибки из-за сдвига фазы дальномерного сигнала спутника в результирующую ошибку измерения псевдодальности может составить не более 5-6 м.

**Аппаратура контроля поля** представляет собой высокоточную аппаратуру потребителей, располагаемую на контрольных станциях и имеющую высокоточную геодезическую привязку, и обеспечивает непрерывный контроль характеристик навигационного обеспечения (в частности, точностных характеристик координатно-временного обеспечения, которые должны поддерживаться с достаточно высокой достоверностью — с вероятностью не хуже 0.997, а также характеристик целостности) с помощью системы ГЛОНАСС на территории России.

Для оценки качества работы ГЛОНАСС предусматривается: диагностика работы основных бортовых систем спутников; контроль точности решения навигационной задачи и качества информации, содержащейся в навигационных сообщениях спутников.

Диагностику бортовых систем спутника можно осуществлять, например, по результатам его самоконтроля, которые передаются в навигационном кадре. В случае обнаружения неисправности, влияющей на качество навигационного сигнала, признак непригодности данного спутника для навигационных определений потребителей (соответствующее значение параметра "B" навигационного кадра) автоматически включается в состав навигационного сообщения спутника не позднее, чем через одну минуту после обнаружения неисправности. Это позволяет потребителям исключить неисправный спутник из процедуры навигационных определений.

Контроль качества навигационного обеспечения системой ГЛОНАСС ведется аппаратурой контроля поля, в основном, в двух режимах: контроля навигационного спутника и контроля поля.

Режим контроля спутника предусматривает непрерывное сравнение измеренных значений псевдодальностей и псевдоскоростей с их прогнозируемыми значениями для всех видимых спутников (одновременно в зоне радиовидимости может находиться до 8-11 спутников). За время сеанса связи от каждого спутника принимаются и контролируются данные, содержащиеся в навигационных кадрах, а также осуществляется измерение с помощью его сигналов первичных навигационных параметров (псевдодальности и псевдоскорости). После окончания сеанса связи выполняется автономный анализ полученной информации.

При отрицательном результате проверки спутника об этом автоматически сообщается в центр управления системой с указанием конкретных причин и необходимых мер по устранению неисправностей. Выход из строя отдельных спутников не приводит к заметному ухудшению точностных характеристик навигационного поля системы, так как группировка спутников имеет



необходимую избыточность.

Режим контроля навигационного поля предусматривает решение навигационной задачи по оптимальному созвездию спутников. Эта процедура включает также сравнение эталонных координат с текущими результатами местоопределения по данному созвездию и выполняется непрерывно по автономному плану. Результаты навигационных определений (а при отрицательных данных контроля и измерительная информация, используемая в этом сеансе) передается в центр управления системой для оценки текущих характеристик навигационного обеспечения, анализа причин аномальных характеристик и принятия решения по дальнейшему варианту функционирования системы. В такой ситуации могут быть предприняты следующие меры: передача на борт спутника команды, формирующей в составе кадра навигационной информации признака непригодности спутника для использования его сигналов потребителями; проведение с использованием телеметрического канала работ с аппаратурой спутника по отысканию в ней неисправностей; пересчет и перезагрузка на борт спутника навигационной информации; выполнение сеанса навигационных измерений с данным спутником с помощью другой аппаратуры.

Перечисленных видов контроля с учетом избыточности орбитальной группировки обычно достаточно для поддержания требуемых характеристик навигационного поля.

В системе ГЛОНАСС, в отличие от GPS, осуществляется раздельное решение задач эфемеридного и частотно-временного обеспечения.

#### 8.4 Эфемеридное обеспечение

Эфемеридное обеспечение поддерживается комплексом технических и программных средств, выполняющих радиоконтроль орбит спутников с нескольких наземных контрольных станций, обработку результатов траекторных измерений и расчет эфемеридной информации, передаваемой далее с помощью загрузочных станций на спутник.

Высокая точность расчета эфемерид обеспечивается соответствующей точностью измерительных средств, внесением поправок на выявленные методические погрешности, применением в процессе расчета эфемерид не только текущих траекторных измерений, но и накапливаемых за недельный срок. При этом дальномерные данные, получаемые от станций слежения за спутниками, периодически калибруются, что обеспечивает высокое качество траекторных измерений. В дальнейшем планируется переход на новые технологии, включающие межспутниковые угломерно-дальномерные измерения.

Система ГЛОНАСС создавалась в условиях, когда уровень фундаментальных исследований в области геодезии, геодинамики и геофизики не обеспечивал требуемую точность эфемеридного обеспечения системы. В этих условиях был проведен комплекс работ по обоснованию путей, решения этой

проблемы через построение согласующих моделей движения спутников, параметры которых определяют в процессе решения самой задачи баллистико-навигационного обеспечения системы.

Исследования показали, что необходимо отказаться от типовых орстрорезонансных (например, с периодом обращения спутника равным 12 ч, как в системе GPS, когда период вращения Земли вокруг своей оси равен двум периодам обращения спутника) орбит спутников, так как в процессе моделирования уравнений траекторного движения спутников это повышает устойчивость их решений и ослабляет корреляции между параметрами отдельных уравнений (моделирующих, например, изменение геопотенциала, координат измерительных средств, радиационного давления). Кроме того, оказалось, что наивысшая точность баллистико-эфемеридного обеспечения системы при решении многомерной навигационной задачи с расширенным вектором состояния обеспечивается при обработке измеренных текущих навигационных параметров на интервале 8 сут. Переход от орстрорезонансных орбит был осуществлен путем увеличения числа витков спутника (по сравнению с GPS) на интервале 8 сут до 16-17. Число спутников в системе выбрано равным 24 с равномерным распределением по трем орбитальным плоскостям. Все спутники системы фазированы таким образом, что на больших временных интервалах они имеют один след на поверхности Земли. Это обеспечивает высокую баллистическую устойчивость системы и относительно высокую точность и простоту расчетов траекторий. Опыт эксплуатации системы показал, что при обеспечении начального периода обращения спутника с точностью не хуже 0.1 с на протяжении заданного срока активного существования спутника его положение в системе корректировать не нужно.

В настоящее время в системе ГЛОНАСС используется запросная технология эфемеридного обеспечения, когда исходной информацией для расчета эфемерид служат данные измеренных текущих параметров спутников, поступающие от контрольных станций по программам межмашинного обмена через вычислительную сеть. Ежедневно осуществляется 10-12 сеансов передачи информации по каждому спутнику.

**Типовые операции управления.** Процесс эфемеридного обеспечения реализуется в ходе отработки типовых операций: предварительная обработка данных измерений; расчет начальных условий на начало каждого интервала работы; определение параметров движения; формирование эфемерид и альманаха; апостериорная оценка точности эфемерид; оценка возможности использования контрольных станций в интересах эфемеридного обеспечения системы; прогнозирование параметров вращения Земли.

Рассмотрим подробнее отдельные операции управления.

**Предварительная обработка данных измерений.** Цикл управления системой начинается с запроса сеансов связи с контрольными станциями и

предварительной обработки этой информации. При этом выполняются следующие операции: дешифровка и анализ ключевых, технологических, калибровочных и информационных посылок наборов (массива) данных; расчет априорных навигационных функций; преобразование информационных параметров, полученных в результате дешифровки массивов, в значения навигационных параметров; коррекция измерений с учетом поправок на распространение измерительного сигнала в ионосфере и тропосфере Земли; формирование и запись массивов в базу данных. Время решения задачи предварительной обработки информации для первого сеанса составляет 1.5 мин.

**Расчет начальных условий.** Для расчета начальных условий спутника на начало мерного интервала осуществляется считывание из базы данных исходных начальных условий, настройка математической модели движения спутника, расчет параметров движения спутника на заданное время численным методом интегрирования и запись полученных кинематических параметров движения в базу данных. В типовой операции управления интервал прогнозирования составляет около двух витков.

**Определение параметров движения.** После подготовки начальных условий, проведения измерений и решения задачи определения параметров движения спутника на 8-ми суточном интервале производится уточнение расширенных начальных условий, включающих кинематические параметры движения, коэффициенты модели движения и измерений. В задаче определения параметров движения реализован итерационный метод Ньютона, при этом число итераций равно 3-4.

**Формирование эфемерид.** Полученные в ходе предыдущей операции начальные условия используют для расчета эфемеридной информации (кинематические параметры движения спутника и составляющие действующего на него возмущающего ускорения), которая записывается в базу выходных данных. Из нее формируется служебная информация в заданном виде (форме) и передается на контрольную станцию для закладки на борт спутника. Высокая точность расчета траектории движения спутника достигается в основном за счет разработки адекватной модели движения спутников, описываемой системой дифференциальных уравнений и учитывающей следующую совокупность сил: притяжение Земли (с учетом аномалий), Луны и Солнца; воздействие лунно-солнечных приливных вариаций геопотенциала, давление солнечного излучения. Основным фактором, определяющим характер движения спутника, является геопотенциал, возмущающая часть которого задает общую эволюцию орбиты. Действие остальных возмущающих факторов примерно в 1000 раз меньше воздействия геопотенциала.

Задача определения начальных условий движения спутника, а также расширенного вектора состояния, решается на основе математической обработки измерений, полученных на восьми суточном интервале

наблюдений методом наименьших квадратов.

**Формирование альманаха.** Расчет альманаха осуществляется на заданном интервале с шагом в 1 сут. Информация альманаха системы предназначена, в частности, для выбора потребителем созвездия спутников, по которым определяется местоположение. Результаты расчетов записываются в базу выходных данных. Из них формируется служебная информация и передается на контрольную станцию для закладки на борт спутника.

**Оценка точности эфемерид.** В процессе проведения типовых операций управления производится неоперативное оценивание точностных характеристик эфемерид, ежедневно уточняемых для каждого спутника. С учетом уточненных на данных сутках опорных эфемерид рассчитывают эталонные (осредненные на интервале измерения) кинематические параметры движения и вычисляют максимальные отклонения оцениваемых опорных эфемерид, прогнозируемые на 30 ч, относительно эталонных. Вектор максимальных отклонений записывается в базу данных и используется при вычислении выборочных оценок точности эфемеридного обеспечения за определенный интервал времени для отдельных спутников или всей системы в целом.

**Оценка возможности применения контрольных станций.** Контроль возможности использования контрольных станций в интересах эфемеридного обеспечения осуществляется в два этапа. На первом этапе оперативно (ежедневно) после окончания выполнения типовых операций управления оценивается качество работы контрольных станций как по составу всей орбитальной группировки, так и в течение десяти суточного интервала предыстории.

На втором этапе — неоперативно (ежемесячно) в конце каждого месяца более углубленно оценивается качество работы контрольных станций и принимается решение о дальнейшем использовании данной контрольной станции.

**Определение параметров вращения Земли.** Для обеспечения параметрами вращения Земли в системе организовано оперативное определение координат полюса Земли, эксцесса длительности суток по данным измерений контрольных станций на основе их совместного уточнения с вектором состояния системы. Специально разработанные методики позволяют определить и всемирное время в процессе эфемеридного обеспечения системы. Точность получаемых результатов оценивается для координат полюса на уровне 15-20 см, для длительности земных суток — 0.5 мс и для всемирного времени — 1 мс. Регулярное определение параметров вращения Земли по данным наблюдений в режиме оперативной службы осуществляется наземным комплексом ГЛОНАСС с 1984 г.

Получение этих данных методически и организационно тесно связано с технологией информационного обеспечения спутников ГЛОНАСС, что определяет высокую надежность и оперативность определений,

однородность и равномерность распределения данных, а также приемлемую для практических применений точность получаемых значений параметров вращения Земли. Однако это привносит некоторую специфику в технологию определения параметров вращения Земли. В первую очередь — это региональное размещение контрольных станций исключительно на территории России и особенности орбитального построения системы. Определение параметров вращения Земли проводится в процессе технологического цикла управления спутниками ГЛОНАСС, предусматривающего проведение ежесуточных вычислений орбит спутников и параметров вращения Земли по данным наблюдений каждого спутника за предшествующие 8 сут. В каждом таком решении получают оценки трех значений — двух координат полюса  $X_p$ ,  $Y_p$  и скорости вращения Земли (эксцесса длительности суток  $D$ ). Текущие значения координат полюса и скорость вращения Земли уточняются в процессе обработки наблюдений методом наименьших квадратов на 8-ми суточном интервале. Этот интервал обеспечивает наилучшее усреднение и компенсацию неучтенных возмущений.

Всемирное время определяют при сопоставлении результатов текущих определений орбит спутников с их эфемеридами, вычисленными с использованием данных параметров вращения Земли, согласованных на некоторую начальную эпоху с данными Международной службы вращения Земли. Таким образом, при выполнении каждого суточного технологического цикла получают  $n$  реализаций оценок всех четырех параметров:  $X_p$ ,  $Y_p$ ,  $D$  и (UT1—UTC), где  $n$  — число спутников. Усреднение этих данных с исключением аномальных значений дает возможность получить более точные оценки суточных значений параметров вращения Земли. Обработка результатов ежесуточных определений параметров вращения Земли осуществляется еженедельно. Полученные результаты передают в вычислительный центр Государственных определений параметров вращения Земли, где используют для вывода срочных и окончательных значений параметров вращения Земли и публикуют в Бюллетене серии E Госстандарта РФ.

Рассмотренные задачи эфемеридного обеспечения решают в автоматизированном режиме.

### **Технология определения траекторий движения спутников ГЛОНАСС**

включает несколько вариантов в соответствии с требованиями к точности нахождения и прогнозирования эфемерид спутника, предъявляемым на различных этапах полета, и составом измерений.

К таким этапам можно отнести: выведение спутника на орбиту; приведение и постановка спутника в системную точку с заданными значениями периода обращения и угловым положением в системной плоскости.

В типовых операциях управления предусмотрено использование измерений в запросном режиме с двумя разновидностями диаграммы направленности

бортовой антенной системы — всенаправленной и узкой. В первом случае точностные характеристики измерений запросной дальности находятся в пределах от сотен метров до десятков километров. Такие измерения выполняют только на первом этапе полета навигационных спутников. Проведение измерений во втором случае определяет начало операций по приведению и постановке спутника в заданную системную точку. Требования к точности определяются, исходя из необходимой точности коррекции орбит по периоду обращения или точности постановки в системную точку с заданными периодом обращения и угловым положением ( $0.1$  с по периоду обращения и  $0.1^\circ$  по угловому положению).

Определение параметров движения спутника производится по запросным измерениям дальности и радиальной скорости в два этапа. На первом этапе определяют параметры движения спутника по измерениям радиальной скорости с последующей переработкой этих измерений с использованием уточненных по ним начальных условий движения. На втором этапе вычисляют параметры движения спутника по измерениям дальности и радиальной скорости.

Параметры движения спутника на участках приведения и постановки спутника в системную точку находят на мерных интервалах продолжительностью 14 витков. Технология эфемеридного обеспечения на этапе штатной эксплуатации основана на использовании высокоточных измерений дальности и включает предварительную обработку измерений (расшифровка данных измерений с последующим устранением неоднозначности измерений дальности, калибровкой, приведением измерений к центру масс спутника для компенсации выноса бортовой антенны, учетом ионосферной и тропосферной рефракции).

Поправка, учитывающая влияние условий распространения сигнала в тропосфере, рассчитывается по данным метеоусловий в районе контрольной станции.

Решение проблемы высокоточных определений орбит возможно при создании высокоточных математических моделей движения и измерений, на точность которых влияют следующие факторы: геофизические, определяемые погрешностью задания системы координат и гравитационного поля Земли; геодинамические, связанные с нахождением координат полюса и неравномерности вращения Земли; а также факторы, обусловленные учетом негравитационных возмущений в модели движения.

В основе этих методов лежит понятие согласующих моделей, которые представляют собой системы геофизических параметров и параметров, определяющих математическую модель движения спутника по данным обработки навигационных измерений. Такие модели не являются фундаментальными и пригодны только для конкретных орбит, и позволяют при наличии высокоточных измерений параметров движения спутника и достаточно полном описании действующих на них сил уменьшить влияние погрешностей определения геофизических и геодинамических факторов на

точность определения эфемерид конкретного спутника за счет уточнения координат измерительных пунктов, параметров гравитационного поля Земли, параметров вращения Земли и включения координат контрольной станции и других параметров согласующей модели в состав расширенного вектора состояний спутника.

При решении задач определения и прогнозирования движения спутника эфемериды рассчитывают путем численного интегрирования дифференциальных уравнений движения комбинированным методом Рунге—Кутты и Адамса. В правых частях дифференциальных уравнений учитываются основные возмущающие силы. Гравитационное поле Земли представлено разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник степени и порядка 8 включительно. При моделировании расчетных аналогов измерений учитываются уходы полюса и поправки ко времени за счет неравномерности вращения Земли.

При выводе спутника из системы требование к точности нахождения параметров движения определяются исходя из необходимости надежного вхождения в связь со спутником. В этом случае параметры движения спутника определяют на мерных интервалах длительностью не менее четырех витков не реже одного раза в месяц. В состав уточняемых параметров при этом включаются только кинематические параметры.

## 8.5 Частотно-временное обеспечение

Частотно-временное обеспечение реализуется системой синхронизации ГЛОНАСС, которая обеспечивает формирование единой системной шкалы времени, синхронизацию бортовых шкал времени каждого спутника, расчет частотно-временных поправок, определение расхождения системной шкалы относительно шкалы государственного эталона координированного всемирного времени UTC (SU), расчет поправок к системной шкале времени, закладку поправок на борт спутников (дважды в сутки) для передачи их потребителям в составе навигационного сообщения.

В состав системы синхронизации входят:

- Цезиевые бортовые эталоны времени и частоты, обеспечивающие формирование и хранение бортовых шкал времени. Точность взаимной синхронизации бортовых шкал времени составляет 20 нс ( $1\sigma$ ).
- Центральный синхронизатор системы, обеспечивающий формирование системной шкалы времени с помощью водородных стандартов частоты с суточной нестабильностью частоты не хуже  $5 \cdot 10^{-14}$  и относительной погрешностью частоты не хуже  $1 \cdot 10^{-13}$ .
- Система контроля фаз, осуществляющая активные и пассивные измерения дальности до навигационного спутника и передачу результатов измерений на центр управления системой для сверки бортовой шкалы времени с

системной.

- Аппаратура привязки, обеспечивающая определение расхождения системной шкалы времени и эталона UTC(SU). Такое расхождение не должно превышать 1 мс ( $1\sigma$ ). Погрешность привязки этих шкал не должна превышать 1 мкс ( $1\sigma$ ).
- Контрольные станции, обеспечивающие контроль, управление и передачу частотно-временных поправок на спутники.
- Программные средства вычислителей, обеспечивающие согласованную работу системы синхронизации, периодическое определение ухода бортовых шкал, расчет и прогнозирование частотно-временных поправок для навигационных спутников. При этом учитываются влияние релятивистских и гравитационных эффектов на формирование бортовой шкалы времени.

Частотно-временные поправки рассчитывают на каждом витке в виде двух параметров линейной аппроксимации расхождения бортовой шкалы времени на тридцати- (шестидесяти) минутном интервале и закладываются дважды в сутки (ориентировочно каждые 12 ч) на борт каждого навигационного спутника.

Шкала времени каждого спутника может эпизодически подвергаться коррекции с целью того, чтобы отличие этой шкалы от шкалы времени центрального синхронизатора не превышало  $\pm 1$  нс. В этом случае в течение времени, необходимого наземному комплексу для проведения сверки и формирования поправок, в навигационном сообщении передаются признаки, запрещающие использование этого спутника для целей навигации.

Точность взаимной синхронизации фаз дальномерных сигналов спутников является основным показателем частотно-временных определений. Она характеризуется точностью привязки каждой бортовой шкалы времени на интервале примерно 12 ч и зависит, в основном, от стабильности бортового эталона времени и погрешности определения ухода бортовой шкалы по измерениям системы контроля фаз.

В случае использования бортового эталона времени на основе квантовых стандартов частоты с атомными лучевыми трубками, характеризующихся относительной погрешностью по частоте не более  $7 \cdot 10^{-12}$  и суточной нестабильностью частоты не более  $5 \cdot 10^{-13}$ , и проведения сверки шкал времени с погрешностью не более 5 нс ( $1\sigma$ ), обеспечивается точность взаимной синхронизации сигналов НС порядка 20-23 нс на интервале 12 ч. Алгоритмическая коррекция дополняется аппаратной коррекцией при уходе бортовой шкалы более 1 мс.

Шкала системного времени в ГЛОНАСС корректируется одновременно с коррекциями на целое число секунд шкал UTC (SU), проводимыми Службой Всемирного времени. Коррекции шкал UTC необходимы для их согласования с астрономической шкалой UT1 всемирного времени. Указанная коррекция



осуществляется в 00 ч 00 мин 00 с в полночь с 30 июня на 1 июля или с 31 декабря на 1 января. О планируемом проведении секундной коррекции сообщается заблаговременно.

Между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) существует постоянный сдвиг на целое число часов, обусловленный особенностями функционирования:

$$t_{\text{глонас}} = \text{UTC(SU)} + 03 \text{ ч } 00 \text{ мин.}$$

## 8.6 Радиосигналы в системе ГЛОНАСС

**Виды используемых сигналов.** Каждый спутник системы ГЛОНАСС излучает фазоманипулированные навигационные радиосигналы в диапазоне  $L1$  и  $L2$ . Основное отличие сигналов в системе ГЛОНАСС от сигналов системы GPS заключается в значении рабочей частоты, законе формирования и параметрах модулирующих двоичных последовательностей. В системе ГЛОНАСС используется частотное разделение (FDMA) сигналов различных спутников в каждом из диапазонов при едином дальномерном коде. В отличие от этого в системе GPS сигналы спутников, излучаемые на одной частоте, различаются по дальномерному коду (CDMA). Спутники ГЛОНАСС, находящиеся в противоположных точках орбиты, т. е. не видимые потребителям одновременно, обычно передают навигационные радиосигналы на одинаковых частотах, что позволяет рационально использовать частотный диапазон.

В радиолинии частотного диапазона  $L1$  спутники системы ГЛОНАСС излучают навигационные радиосигналы двух типов: стандартной и высокой точности (СТ- и ВТ-сигнал, соответственно), которые позволяют выделить два соответствующих канала навигационного обслуживания — каналы стандартной и высокой точности.

Сигнал стандартной точности предназначен для использования гражданскими потребителями и предоставляемое им обслуживание доступно всем владельцам аппаратуры потребителей ГЛОНАСС. Сигнал высокой точности модулирован специальным кодом и не рекомендован к использованию без согласования с МО РФ, поэтому рассматриваемые каналы можно называть открытым и закрытым. Иногда в иностранной литературе применительно к указанным навигационным каналам используют обозначения CSA (Channel of standard accuracy) и CHA (Channel of high accuracy), соответственно.

В отличие от сигнала стандартной точности системы GPS в системе ГЛОНАСС не предусматривается его принудительного загробления, хотя иногда и используется применительно к нему обозначение ПТ-сигнал (сигнал пониженной точности). Однако имеющиеся более низкие по сравнению с ВТ-сигналом характеристики точности можно отнести к этапу выбора

параметров сигнала при разработке системы и не связаны с политикой поставщиков навигационного обслуживания в системе ГЛОНАСС на этапе ее эксплуатации.

В радиолинии диапазона  $L2$  в настоящее время передается только ВТ-сигнал, поэтому гражданские потребители не могут использовать метод двухчастотной компенсации ионосферных погрешностей. Этот существенный, с точки зрения гражданских потребителей, недостаток присущ и системе GPS. В ближайшем будущем разработчики системы ГЛОНАСС-М предполагают обеспечить передачу открытого сигнала стандартной точности и на частоте  $L2$ .

**Частотные каналы.** В системе ГЛОНАСС приняты следующие номинальные значения рабочих частот радиосигналов:

$$f_{Li}^k = f_{0i} + k\Delta f_i,$$

где  $i=1,2$  — номер диапазона частот;  $k=0\dots24$  — номер частотного канала (литер);  $f_{01}=1602$  МГц;  $f_{02}=1246$  МГц;  $\Delta f_1=562,5$  кГц;  $\Delta f_2=437,5$  кГц. Отношение  $f_{L2}^k / f_{L1}^k = 7 / 9$ .

Канал  $k=0$  не предназначен для использования потребителями системы ГЛОНАСС. Он применяется наземной системой управления для проверки резервных спутников на орбите при восполнении орбитальной группировки. Сведения о распределении частотных каналов  $k=1\dots24$  между спутниками, расположенными в орбитальных рабочих точках с номерами  $m=1\dots24$  содержатся в альманахе системы. В табл. 6.5 показано соответствие номинальных значений несущих частот  $f_{Li}^k$  для двух диапазонов каналам  $k=1\dots24$ .

Таблица 6.5. Распределение несущих частот поддиапазонов  $L1$  и  $L2$ .

| № частоты | Номинал частоты в поддиапазоне L1, МГц | № частоты | Номинал частоты в поддиапазоне L2, МГц |
|-----------|--|-----------|--|
| 13        | 1609,3125                              | 13        | 1251,6875                              |
| 12        | 1608,75                                | 12        | 1251,25                                |
| 11        | 1608,1875                              | 11        | 1250,8125                              |
| 10        | 1607,625                               | 10        | 1250,375                               |
| 09        | 1607,0625                              | 09        | 1249,9375                              |
| 08        | 1606,5                                 | 08        | 1249,5                                 |
| 07        | 1605,9375                              | 07        | 1249,0625                              |
| 06        | 1605,375                               | 06        | 1248,625                               |
| 05        | 1604,8125                              | 05        | 1248,1875                              |
| 04        | 1604,25                                | 04        | 1247,75                                |
| 03        | 1603,6875                              | 03        | 1247,3125                              |
| 02        | 1603,125                               | 02        | 1246,875                               |
| 01        | 1602,5625                              | 01        | 1246,4375                              |
| 00        | 1602,0                                 | 00        | 1246,0                                 |
| -01       | 1601,4375                              | -01       | 1245,5625                              |
| -02       | 1600,8750                              | -02       | 1245,1250                              |
| -03       | 1600,3125                              | -03       | 1244,6875                              |
| -04       | 1599,7500                              | -04       | 1244,2500                              |
| -05       | 1599,1875                              | -05       | 1243,8125                              |
| -06       | 1598,6250                              | -06       | 1243,3750                              |
| -07       | 1598,0625                              | -07       | 1242,9375                              |

## 8.7 Навигационные сообщения

Поток навигационной информации состоит из непрерывно повторяющихся суперкадров, кадров и строк. Границы строк, кадров и суперкадров у различных спутников синхронны с погрешностью не более 2 мс. Структура передаваемой навигационной информации оптимизирована таким образом, что объем суперкадра весьма невелик - 7 500 бит, из них 620 резервные (в GPS 37 500 и 2 750 бит, соответственно). Каждый суперкадр состоит из кадров, в нем передается полный объем неоперативной информации альманаха для двадцати четырех НС.

По своему содержанию навигационные (служебные) сообщения, передаваемые каждым спутником системы, содержат оперативную и неоперативную информацию. Потребителям ГЛОНАСС эта информация необходима для планирования и осуществления навигационных определений. Оперативная информация относится к данному спутнику и содержит оцифровку меток времени спутника, оценки сдвига бортовой шкалы времени относительно системной шкалы и относительного отличия несущей частоты излучаемого радиосигнала от номинального значения, а также эфемериды. Неоперативная информация содержит альманах системы, то есть данные о состоянии всех спутников (альманах состояния), оценки сдвига бортовой

шкалы времени каждого спутника относительно системной шкалы времени (альманах фаз), грубые параметры орбит всех спутников (альманах орбит), сдвиг шкал времени относительно эталона UTC (SU).

В таблице 6.6 приведены данные, передаваемые в оперативных и неоперативных сообщениях спутников ГЛОНАСС.

Таблица 6.6. Навигационные сообщения спутников ГЛОНАСС.

| Оперативная информация   |                                      |
|--|--------------------------------------|
| Номер строки в кадре (1 ... 15)  | $m$                                  |
| Время начала кадра в пределах суток (ч, мин, с)  | $t_k$                                |
| Опорное время оперативной информации   | $t_b$                                |
| Относительный сдвиг частоты сигнала  | $\gamma_n$                           |
| Сдвиг бортовой шкалы времени относительно системной шкалы времени  | $\tau_n$                             |
| Координаты навигационного спутника (ПЗ-90)   | $x_n, y_n, z_n$                      |
| Составляющие скорости навигационного спутника  | $\dot{x}_n, \dot{y}_n, \dot{z}_n$    |
| Составляющие ускорения навигационного спутника   | $\ddot{x}_n, \ddot{y}_n, \ddot{z}_n$ |
| Возраст оперативной информации   | $E_n$                                |
| Признаки исправности; смены оперативной информации; $t_b$ ; кадра  | P1, P2, P3, P4                       |
| Неоперативная информация (альманах)  |                                      |
| Календарный номер суток (4г.)  | $N^A$                                |
| Поправка системной шкалы времени к шкале времени государственному эталону времени и частоты (на начало $N^A$ ) | $\tau_c$                             |
| Номер навигационного спутника  | $n^A$                                |
| Номер (литер) частоты навигационного спутника  | $H_n^A$                              |
| Долгота первого восходящего узла (ПЗ-90)   | $\lambda_n^A$                        |
| Момент прохождения восходящего узла  | $t_{\lambda n}^A$                    |
| Поправка к среднему наклону (63°)  | $\Delta i_n^A$                       |
| Поправка к среднему драконическому периоду обращения навигационного спутника (12 час)                          | $\Delta T_n^A$                       |
| Скорость изменения драконического периода  | $\dot{\Delta T}_n^A$                 |
| Эксцентриситет   | $e_n^A$                              |
| Аргумент перигея   | $\omega_n^A$                         |
| Грубый сдвиг бортовой шкалы времени  | $\tau_n^A$                           |
| Признак состояния навигационного спутника  | $C_n^A$                              |

Оперативная информация включает в себя:

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

Слово  $t_k$  – время начала кадра внутри текущих суток, исчисляемое в шкале бортового времени; начало суток по бортовому времени спутника совпадает с началом очередного суперкадра;

Слово  $t_b$  – порядковый номер временного интервала внутри текущих суток по шкале системного времени ГЛОНАСС, к середине которого относится передаваемая в кадре оперативная информация;

Слова  $x_n, y_n, z_n$  – координаты n-го КА в системе координат ПЗ-90 на момент времени  $t_b$ ;

Слова  $\dot{x}_n, \dot{y}_n, \dot{z}_n$  – составляющие вектора скорости n-го КА в системе координат ПЗ-90 на момент времени  $t_b$ ;

Слова  $\ddot{x}_n, \ddot{y}_n, \ddot{z}_n$  – составляющие ускорения n-го КА в системе координат ПЗ-90 на момент времени  $t_b$ , обусловленные действием Луны и Солнца;

Слово  $E_n$  – характеризует "возраст" оперативной информации, то есть интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени  $t_b$  для n-го спутника.

Неоперативная информация (альманах) включает в себя:

- данные о шкале времени системы;
- данные о шкале времени каждого спутника;
- данные об элементах орбит и техническом состоянии всех спутников системы.

Ниже приводятся принятые буквенные обозначения параметров альманаха, и поясняется их смысловое содержание.

Слово  $\tau_c$  – поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка  $\tau_c$  дана на начало суток с номером  $N^A$ ;

Слово  $N^A$  – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, к которым относятся поправка  $\tau_c$  и данные альманаха системы (альманах орбит и альманах фаз);

Слово  $n^A$  – условный номер спутника в системе, который соответствует номеру занимаемой спутником рабочей точки;  $A$  – номер несущей частоты навигационного радиосигнала, излучаемого спутником с номером  $n^A$ ;

Слово  $\lambda_n^A$  – долгота в системе координат ПЗ-90 первого внутри суток с номером  $N^A$  восходящего узла орбиты спутника с номером  $n^A$ ;

Слово  $t_{\lambda n}^A$  – время прохождения первого внутри суток с номером  $N^A$  восходящего узла орбиты спутника с номером  $n^A$ ;

Слово  $\Delta i_n^A$  – поправка к среднему значению наклона орбиты для спутника с номером  $n^A$  на момент  $t_{\lambda n}^A$  (среднее значение наклона орбиты принято равным  $63^\circ$ );

Слово  $\Delta T_n^A$  – поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером  $n^A$  на момент времени  $t_{\lambda n}^A$  (среднее значение

драконического периода обращения спутника принято равным 43200 с);

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

Слово  $\varepsilon_n^A$  – эксцентриситет орбиты спутника с номером  $n^A$  на момент времени  $t_{\lambda_n}^A$ ;

Слово  $\omega_n^A$  – аргумент перигея орбиты спутника с номером  $n^A$  на момент времени  $t_{\lambda_n}^A$ ;

Слово  $\tau_n^A$  – грубое значение сдвига шкалы времени спутника с номером  $n^A$  относительно шкалы времени системы на момент времени  $t_{\lambda_n}^A$ ;

Слово  $C_n^A$  – обобщенный признак состояния спутника с номером  $n^A$  на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз).

Значение признака  $C_n = 0$  указывает на непригодность спутника для использования в сеансах навигационных определений, а значение признака  $C_n = 1$  - на пригодность спутника.

Параметры эфемерид спутников периодически определяются и закладываются на все спутники. Погрешности прогнозирования положения и вектора скорости спутников в орбитальной системе координат приведены в табл.6.7.

Таблица 6.7. Погрешности прогнозирования эфемерид.

| Составляющая погрешности | СКО погрешности определения |           |                 |           |
|--------------------------|-----------------------------|-----------|-----------------|-----------|
|                          | местоположения (м)          |           | скорости (см/с) |           |
| НКА                      | ГЛОНАСС                     | ГЛОНАСС-М | ГЛОНАСС         | ГЛОНАСС-М |
| Вдоль орбиты             | 20                          | 7         | 0.05            | 0.03      |
| По бинормали к орбите    | 10                          | 7         | 0.1             | 0.03      |
| По радиус-вектору        | 5                           | 1.5       | 0.3             | 0.2       |

Погрешность синхронизации бортовых шкал времени спутников между собой составляет 20 нс ( $1 \sigma$ ).

Для вычисления эфемерид спутника на момент измерений навигационных параметров используются следующие соотношения для определения времени в шкале UTC(SU)

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

где  $t$  — время излучения сигнала по бортовой шкале времени;

параметры  $\tau_c$ ,  $\tau_n$ ,  $\gamma_n$ , и  $t_b$  передаются в навигационном кадре (см. табл. 6.6).

## 8.8 Контроль целостности НСС ГЛОНАСС

Контроль целостности навигационного поля заключается в контроле качества излучаемых спутниками радиосигналов и передаваемой ими служебной информации с целью поддержания высокой достоверности навигационных измерений и/или предупреждения потребителей о состоянии системы. Известны несколько способов контроля целостности. Кратко рассмотрим некоторые из них применительно к системе ГЛОНАСС.

**Самоконтроль бортовых систем навигационного спутника.** На спутниках системы ГЛОНАСС осуществляется автономный непрерывный контроль (самоконтроль) функционирования основных бортовых систем. При обнаружении непоправимых нарушений нормального функционирования этих систем, влияющих на качество излучаемого спутником навигационного радиосигнала и достоверность передаваемого навигационного сообщения, на спутнике формируется признак его неисправности, который передается потребителю системы в составе оперативной информации навигационного сообщения. Дискретность передачи такого признака составляет 30 с. Максимальная задержка от момента обнаружения неисправности до момента передачи соответствующего признака не превышает 1 мин. В дальнейшем планируется уменьшить это время до 10 с.

Недостатки этого канала контроля заключаются в его неполноте: средства самоконтроля не рассчитаны на обнаружение всех возможных нарушений в работе каждой бортовой системы; неисправности самих средств контроля не обнаруживаются и не сопровождаются передачей соответствующего сообщения потребителям; искажение эфемерид не может быть обнаружено на самом спутнике и т. д.

**Наземный контроль.** Качество навигационного поля ГЛОНАСС контролируется также специальной аппаратурой из состава наземного комплекса, а именно, аппаратурой контроля поля. После соответствующего отказа на борту спутника аппаратура контроля поля обеспечивает формирование признака его неисправности в альманахах системы всех спутников не позднее, чем через 16 ч. Дискретность передачи данного признака в служебных сообщениях составляет 2.5 мин.

В соответствии с этими двумя способами контроля навигационного поля в служебных сообщениях каждого спутника передаются два типа признаков исправности (неисправности):

$B_n$  — его нулевое значение означает пригодность данного спутника для проведения навигационных определений потребителями системы;

$C_n$  — совокупность ( $n = 1 \dots 24$ ) этих обобщенных признаков отражает состояния всех спутников системы на момент закладки информации (альманахи орбит и фаз). Значение признака  $C_n = 0$  указывает на непригодность спутника с системным номером  $n$  для проведения

навигационных определений потребителями системы,  $C_n = 1$  указывает на пригодность этого спутника.

Признаки первого типа передаются каждым спутником в составе оперативной информации, а признаки второго типа — в составе неоперативной информации. Время, необходимое для формирования и доставки потребителям признаков  $B_n$  (до 1 мин) значительно меньше, чем для признаков  $C_n$  (до 16 ч), но формирование признаков  $C_n$  основано на более глубоком анализе качества навигационного поля системы ГЛОНАСС. В связи с этим потребители системы должны при принятии решения об использовании сигналов конкретного спутника анализировать значения обоих признаков. Решающее правило приведено в табл. 6.8.

Таблица 6.8. Решающее правило при анализе контроля целостности

| Значения признаков |       | Работоспособность НКА |
|--------------------|-------|-----------------------|
| $B_n$              | $C_n$ |                       |
| 0                  | 0     | -                     |
| 0                  | 1     | +                     |
| 1                  | 0     | -                     |
| 1                  | 1     | -                     |

знак " + " означает возможность использования данного спутника при навигационных определениях;

знак " – " означает невозможность использования данного спутника при навигационных определениях.

Указанные методы контроля целостности навигационного поля ГЛОНАСС не всегда обеспечивают требуемую полноту проверок и своевременность оповещения потребителей. Известны подходы к решению проблемы контроля целостности, свободные от недостатков связанных с неприемлемой задержкой в оповещении потребителей. Они, в частности, предусматривают использование дифференциальных измерений и своевременного оповещения потребителей об отказах спутников с помощью каналов связи (например, через дополнительные геостационарные спутники Inmarsat).

**Автономный контроль целостности в приемнике (Receiver Autonomous Integrity Monitoring - RAIM).** Потребители навигационной системы могут использовать избыточность получаемой навигационной информации для контроля качества навигационного поля, то есть для обнаружения и идентификации отказавшего спутника. Например, принимая сигналы от пяти спутников, можно организовать процедуру навигационных определений только по четырем из них. Выбирая разные комбинации четырех рабочих из пяти видимых спутников, можно получить пять наборов координат потребителя, которые позволяют с высокой достоверностью судить о



наличии отказавшего спутника, а при большем числе спутников и о его номере.

Известно много способов реализации указанной концепции, отличающихся, например, способом формирования достаточной статистики, выбором решающего правила, минимально необходимым числом спутников, степенью использования априорных сведений, достоверностью полученных результатов, использованием избыточности измерений и т. д.

Требования к вероятности правильного обнаружения  $P_{по}$  наличия отказа навигационного спутника алгоритмом RAIM весьма разнообразны. Так, в соответствии с одним из существующих стандартов (TSO C-129), введенным в США, в случае превышения погрешности определения местонахождения с помощью аппаратуры потребителей типа GPS некоторого предельного значения (защитный порог  $\Delta L$ ), алгоритм должен обнаружить отказ с вероятностью  $P_{по}=0.999$ .

Эксплуатационная готовность устройства, реализующего алгоритм RAIM, зависит от многих факторов (числа используемых спутников, угла маски спутников, координат потребителя и т. д.). Самая высокая степень готовности (~ 99 %) обеспечивается при полете по маршруту, когда защитный порог составляет  $\Delta L \sim 3.6$  км, а самая низкая (90...95 % на средних широтах) — при некатегорированном заходе на посадку, когда  $\Delta L \sim 0.55$  км. Эти данные соответствуют случаю использования вспомогательных данных от баровысотомера. Как видно, даже в этом случае эксплуатационная готовность не достигает 100%. Поэтому такое оборудование должно использоваться в качестве дополнительного.

### **Бортовая автономная система контроля целостности (AAIM).**

Потребители могут использовать и избыточность навигационной информации, получаемой от различных бортовых навигационных датчиков (радиотехнических и нерадиотехнических), для контроля качества навигационного поля ГЛОНАСС, то есть для обнаружения и идентификации отказавшего спутника. Трудность реализации такой концепции часто связана со сравнительно большой погрешностью измерений с помощью типовых бортовых навигационных датчиков и необходимостью соответствующих аппаратных и/или программных доработок бортового оборудования. Заметим, что иногда с грубыми ошибками в дальномерных измерениях, вызванными соответствующими отказами спутника, целесообразно бороться не исключением сигнала отказавшего спутника, а использованием избыточных навигационных определений.

## **8.9 Пример позиционирования с помощью системы ГЛОНАСС**

В этом разделе приведены некоторые результаты решения задачи определения положения на основе использования измерений, полученных от

спутников системы ГЛОНАСС. Целью данной задачи являлось определение точности навигации потребителя при помощи существующей системы ГЛОНАСС.

Реальные навигационные измерительные данные, эфемеридная информация, данные для вычисления ионосферных поправок были получены при помощи комбинированного GPS+GLONASS приемника GG24 фирмы Ashtech.

Особенностью приемника Ashtech GG24 является возможность передачи для последующей обработки сырых GPS и ГЛОНАСС данных с антенного блока, которые включают в себя: навигационные измерения, эфемериды спутников GPS и ГЛОНАСС, данные об ионосфере. Это дает возможность проведения собственных навигационных определений. Помимо необработанных сырых данных приемник передает также результаты вычислений своего навигационного алгоритма.

Антенна приемника располагалась на крыше исследовательской лаборатории FURUNO в Японии, точные координаты которой в системе WGS-84: широта –  $N 34^{\circ} 44.47475'$ , долгота –  $E 135^{\circ} 21.21061'$ , высота – 58.6 м. Сырые данные на месте копировались в бинарный файл и затем передавались при помощи Интернета для повторной обработки с целью тестирования и модификации навигационных алгоритмов.

Представленные ниже результаты были получены при помощи навигационного алгоритма на основе метода наименьших квадратов с использованием одномоментных измерений. Описание программного обеспечения алгоритма приведено в [приложении 1](#).

Поскольку текущее состояние системы ГЛОНАСС далеко от проектного, то для получения данных о ГЛОНАСС навигации необходимо было выбрать такие отрезки времени проведения сеансов измерения, когда число видимых ГЛОНАСС спутников было бы не меньше 5. Навигация по 4 спутникам хотя и позволяет определить положения потребителя, но точность при этом будет заведомо низкой и далекой от штатной для системы ГЛОНАСС.

На рис. 6.3 и 6.4 представлены данные о точности определения положения с использованием системы ГЛОНАСС, полученные 26/06/00. Общее число сеансов измерений равно 2000, а число навигационных спутников равно 5. Данный тест не является непрерывным во времени, а имеет разрыв: после ~150 сеансов в зоне видимости потребителя стало только 4 спутника. Но приблизительно через 45 минут появился другой спутник. Этим и объясняется, что на рис. 6.4 горизонтальные ошибки определения местоположения расположены в двух группах: левая верхняя группа соответствует первым 150 сеансам измерений, а центральная – всем остальным. При вычислении ошибки определения положения использовались точные данные о координатах антенны. Сама ошибка навигации вычислялась как расстояние между точным положением и оценкой координат антенны, найденной навигационным алгоритмом. Вычислялись два типа ошибок навигации: в пространстве (3-D) и горизонтальная ошибка.

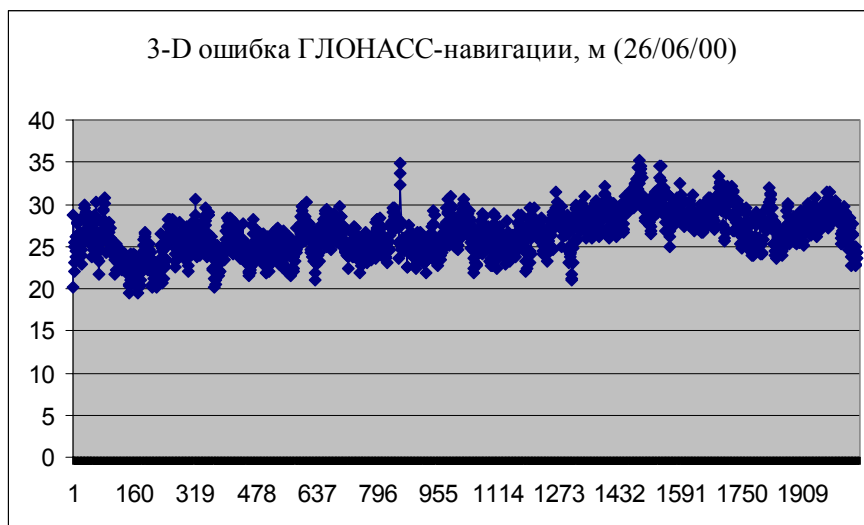


Рис. 6.3. Ошибка определения положения с использованием системы ГЛОНАСС, N=5.

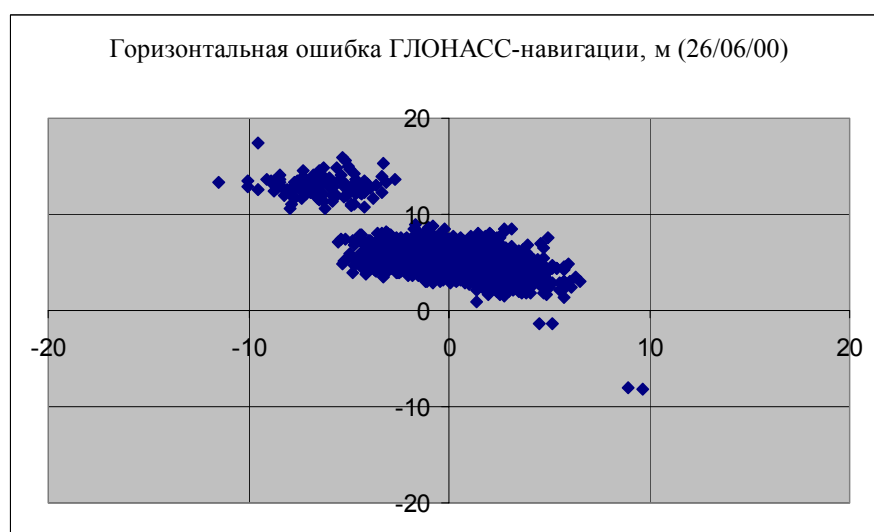


Рис. 6.4. Горизонтальная ошибка определения положения с использованием системы ГЛОНАСС, N=5.

Как видим из рис. 6.3 и 6.4 точность определения положения потребителя в пространстве с использованием 5 спутников ГЛОНАСС составляет около 25 м, а в горизонтальной плоскости – около 10-15 м.

На рис. 6.5 и 6.6 приведены результаты другого теста, проведенного 12/05/00. Данный тест не имеет временных разрывов. Число навигационных сеансов равно 3670, измерения проводились каждые 2 с. Продолжительность теста равна 2 часам. Число навигационных ГЛОНАСС спутников в поле видимости менялось от 5 до 6. Результаты этого теста показывают, что горизонтальная точность определения положения не превышает 10-20 м. Точность определения положения в пространстве также не хуже 15-20 м, за исключением сеансов измерений № 2800-3200. Это соответствовало

навигации по 5 спутникам с плохим геометрическим фактором. Заметим, что в данном тесте ошибка определения высоты в среднем не превышала 3-5 м, отсюда и высокая точность определения положения в пространстве.

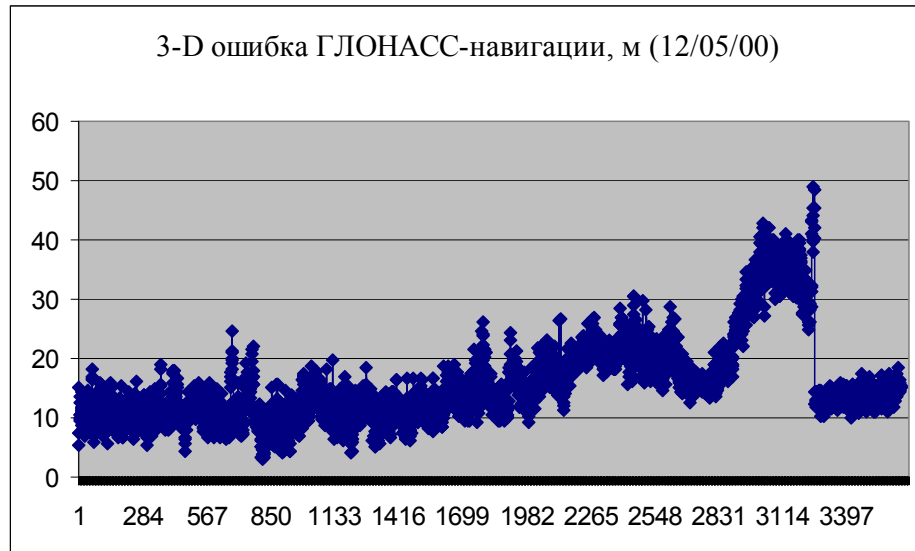


Рис. 6.5. Ошибка определения положения с использованием системы ГЛОНАСС, N=5,6.

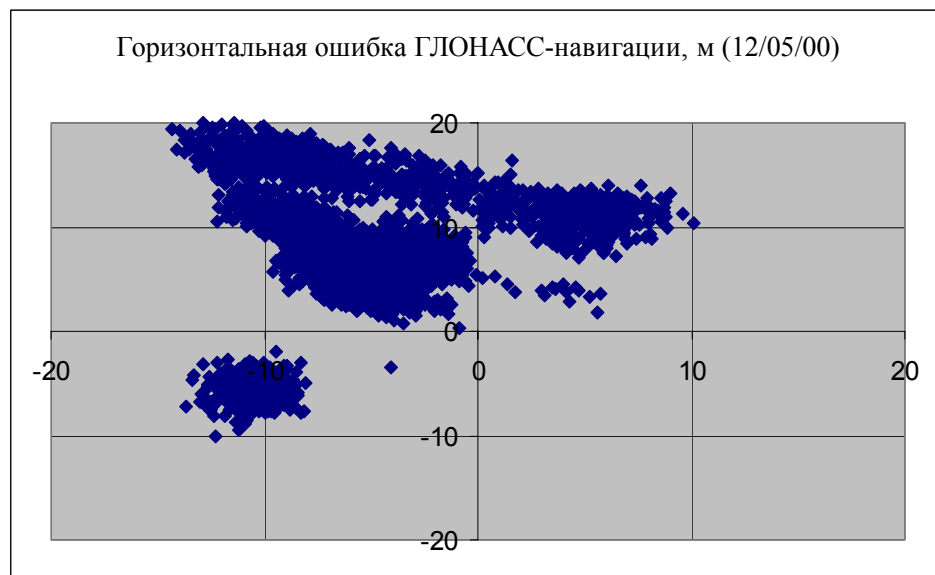


Рис. 6.6. Горизонтальная ошибка определения положения с использованием системы ГЛОНАСС, N=5,6.

Как видим, точность определения положения потребителя в пространстве при помощи системы ГЛОНАСС при использовании одномоментных измерений в среднем не превышает 25-30 м. При этом навигация осуществлялась по 5-6 спутникам. Поскольку при штатной конфигурации системы ГЛОНАСС в

поле видимости потребителя будет находиться 7-10 спутников, то точность определения положения будет не менее 25 м, что соответствует заявленным характеристикам.

## 9 Совместное использование навигационных систем ГЛОНАСС и GPS

В данном разделе обсуждается вопрос совместного использования навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Также приводятся основные сведения о системе GPS, ее структуре и точностных характеристиках.

### 9.1 История создания системы GPS

На основе обобщения результатов эксплуатации системы Транзит и открывающихся перспектив использования навигационных систем гражданскими потребителями, в 1973 году было принято решение объединить все существующие в США навигационные программы в единую программу. Так началась программа GPS (Global Positioning System), первоначальный этап которой получил наименование Navstar (Navigation System using Timing and Ranging), сохраняющееся за сериями спутников системы GPS.

Вначале планировалось, что систему будет составлять орбитальная группировка из 24 спутников, расположенных в 3-х около-синхронных 12-ти часовых орбитах высотой 20200 км. Затем в силу финансовых ограничений это решение было пересмотрено в пользу орбитальной группировки, составленной из 21 спутника (18 действующих и 3 резервных), расположенных в 6 орбитальных плоскостях. Но в конечном итоге вернулись к орбитальной группировке, состоящей из 24 спутников. На рис. 7.1. показан внешний вид орбитальной группировки системы GPS.

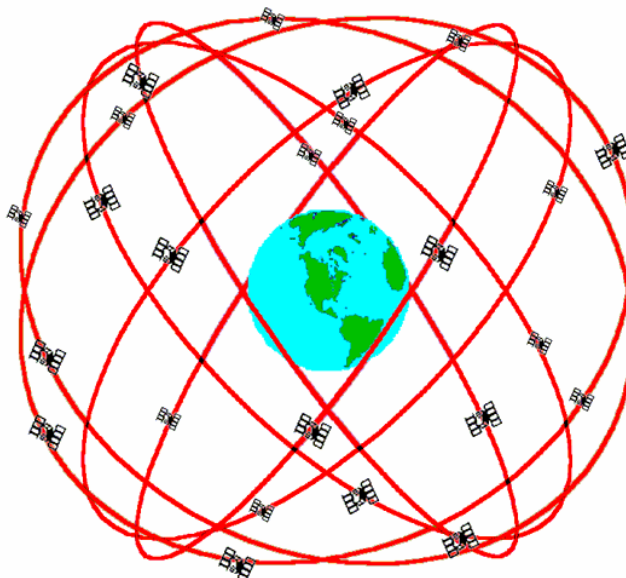


Рис.7.1. Внешний вид орбитальной группировки системы GPS

В таблице 7.1. приведены данные орбитальной конфигурации системы GPS.

Таблица 7.1. Орбитальная группировка GPS

| Характеристика                         | Значение      |
|--|---------------|
| Номинальное / реальное число спутников | 24 / 29       |
| Число орбитальных плоскостей           | 6             |
| Число спутников в плоскости            | 4             |
| Расположение спутников в плоскости     | Неравномерное |
| Наклонение орбиты                      | 55°           |
| Высота орбиты                          | 20 200 км     |
| Период обращения                       | 11 ч 58 мин   |

На рис. 7.2 показана номинальная структура орбитального построения системы GPS.

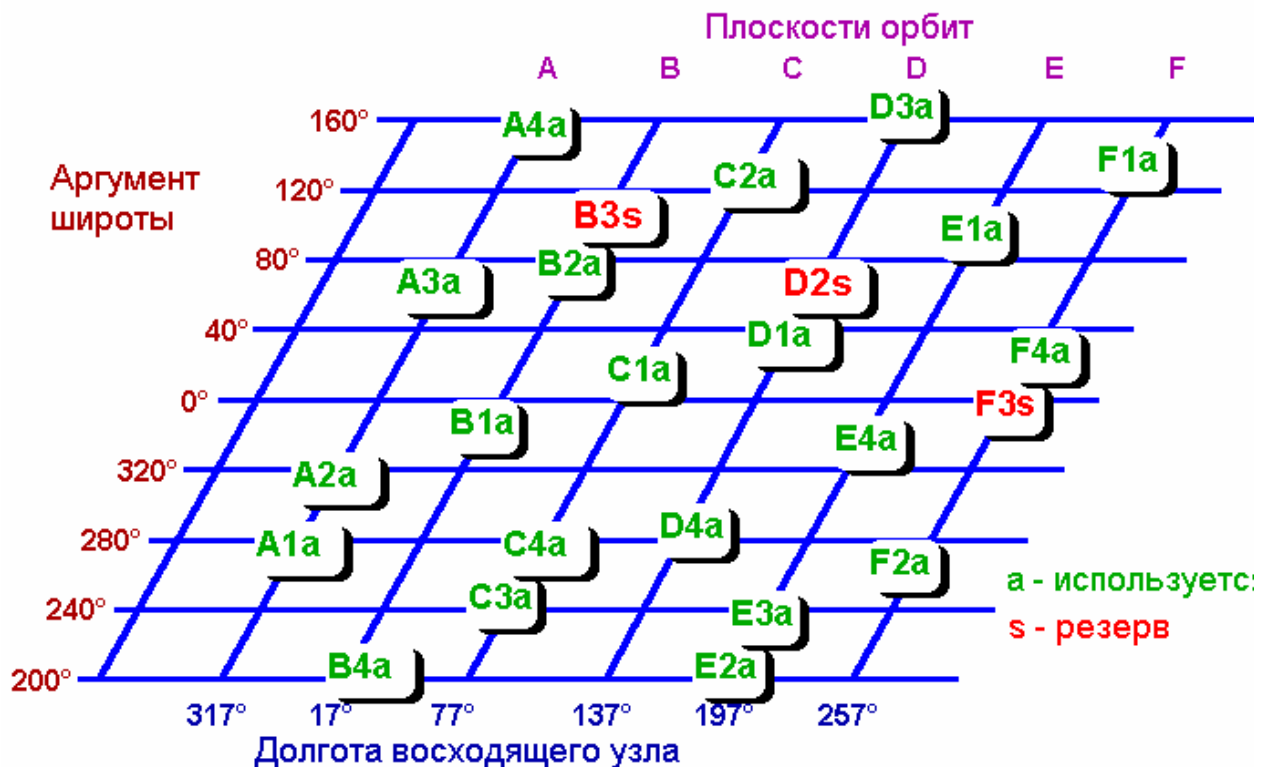


Рис.7.2. Номинальная структура орбитального построения системы GPS.

Исходя из военного назначения системы, предполагалось, что с её помощью потребители смогут определять своё местоположение на Земле или вблизи её

с точностью 15 м в горизонтальном и вертикальном направлениях и скорости с точностью до 0.03 м/с. Такие параметры точности предполагалось реализовать, используя высокоточные бортовые атомные часы, имеющие погрешность 1 с за 36000 лет. Потребители системы (военнослужащие сухопутных войск, морской пехоты и десантники, а также надводные и подводные корабли, военные самолёты, баллистические ракеты, оснащённые соответствующей аппаратурой) остаются пассивно-нейтральными относительно окружающего электромагнитного поля, то есть их местоположение нельзя обнаружить только исходя из того, что они принимают радиосигналы спутников системы GPS.

Первая серия спутников Navstar 1-11 состояла из 11 аппаратов типа Block 1. В 1974 году корпорация Rockwell International заключила контракт на производство 12 спутников этого типа. 12-й спутник послужил базой для перекомпоновки исходной платформы в серийно-производственный спутник типа Block 2 и Block 2A (Advanced - усовершенствованный). Изменения технических и функциональных параметров спутников, завершившиеся к середине 1982 года, можно охарактеризовать следующим образом. Габариты спутника увеличились примерно на одну треть, срок активного существования вырос с 5 до 7 лет, масса увеличилась с 450 кг до 787 кг. Горизонтальные панели солнечных батарей, имевшие исходную мощность 410 Вт, были заменены на вертикальные панели с исходной мощностью 710 Вт каждая, три никель-кадмиевых батареи по 15 Амп-ч каждая были заменены на 3 такого же типа батареи, но по 35 Амп-ч каждая. Корпус спутников был защищён от ядерного облучения. Спутники оснащались антеннами кольцевой формы, работающими в диапазоне ультравысоких частот, для передачи от спутника к спутнику данных, полученных датчиками бортовой Интегрированной системы оперативного обнаружения ядерного излучения (Integrated Operational Nuclear Detection System). Эта система предназначена для обнаружения ядерных взрывов и оценки ядерного нападения. В 1983 году компания Rockwell International заключила контракт с МО США на производство 28 спутников типа Block 2. Стоимость одного спутника Block 2 составила \$38,8 млн. Спутники типа Block 2A отличаются большей живучестью и образуют серию Navstar 22-40. Следующую серию Navstar 41-60 составили спутники типа Block 2R (Replenishment – пополнение).

В качестве носителя спутников серии Navstar 1-6 был выбран Atlas F. Для спутников серии Navstar 13 – 21 (1989) был использован носитель Delta 2. 1989 год стал началом активного развёртывания системы GPS.

Решением Президента США от 29 марта 1996 года система GPS была объявлена как система двойного применения. В этом решении был определён соответствующий механизм распределения ответственности министра обороны и министра транспорта США, совместно возглавивших вновь образованный Межведомственный Исполнительный Совет GPS.

Согласно Федеральному Навигационному Плану США 1999 года, система

GPS определена как "космическая система позиционирования и навигации", рассчитанная на обеспечение глобального, всепогодного, пассивного определения пространственного местоположения, скорости и времени.

## 9.2 Структура и состав системы GPS

Как и система ГЛОНАСС, система GPS имеет три основных сегмента:

- космический сегмент, представляющий собой орбитальную группировку, бортовое спутниковое навигационное оборудование, формирующее навигационный сигнал;
- наземный сегмент, состоящий из наземных станций, каналов передачи данных, средств контроля и управления;
- сегмент потребителей.

**Орбитальная группировка.** Многолетней практикой развёртывания и восполнения орбитальной группировки GPS было показано, что кроме резервных спутников, выводимых на орбиту, необходимо располагать наземным резервом в составе 4 аппаратов, который используется для восполнения в течение периода эксплуатации в случае отказов спутников системы на орбите.

При развёртывании системы GPS с использованием одиночной схемы выведения спутников, которое диктуется значительным числом орбитальных плоскостей, время развёртывания становится сопоставимым со средним временем функционирования спутника на орбите. Это приводит к тому, что процесс восполнения становится непрерывным: периоды развёртывания системы соответствуют периодам выведения на орбиту спутников нового поколения.

Первым поколением спутников системы GPS принято считать спутник Navstar Block 1, вторым - Navstar Block 2 и Navstar Block 2A, третьим - Navstar Block 2R, четвёртым - Navstar Block 2F, пятым - GPS III.

Состояние орбитальной группировки системы GPS на 7 августа 2003 года представлено в таблице 7.2.

Таблица 7.2. Состояние орбитальной группировки системы GPS на 7.8.2003.



| Номер спутника | Тип SV    | Часы | Дата запуска | Дата ввода | Слот |
|----------------|-----------|------|--------------|------------|------|
| 02             | Block II  | Cs   | 10-6-89      | 10-8-89    | B5   |
| 17             | Block II  | Rb   | 11-12-89     | 6-1-90     | D6   |
| 21             | Block II  | Cs   | 2-8-90       | 22-8-90    | E2   |
| 15             | Block II  | Cs   | 1-10-90      | 15-10-90   | D5   |
| 23             | Block IIА | Cs   | 26-11-90     | 10-12-90   | E5   |
| 24             | Block IIА | Cs   | 4-7-91       | 30-8-91    | D1   |
| 25             | Block IIА | Cs   | 23-2-92      | 24-3-92    | A2   |
| 26             | Block IIА | Rb   | 7-7-92       | 23-7-92    | F2   |
| 27             | Block IIА | Rb   | 9-9-92       | 30-9-92    | A4   |
| 01             | Block IIА | Cs   | 22-11-92     | 11-12-92   | F4   |
| 29             | Block IIА | Rb   | 18-12-92     | 5-1-93     | F5   |
| 22             | Block IIА | Rb   | 3-2-93       | 4-4-93     | B6   |
| 31             | Block IIА | Rb   | 30-3-93      | 13-4-93    | C3   |
| 07             | Block IIА | Rb   | 13-5-93      | 12-6-93    | C4   |
| 09             | Block IIА | Cs   | 26-6-93      | 20-7-93    | A1   |
| 05             | Block IIА | Rb   | 30-8-93      | 28-9-93    | B4   |
| 04             | Block IIА | Rb   | 26-10-93     | 22-11-93   | D4   |
| 06             | Block IIА | Cs   | 10-3-94      | 28-3-94    | C1   |
| 03             | Block IIА | Cs   | 28-3-96      | 4-9-96     | C2   |
| 10             | Block IIА | Cs   | 16-7-96      | 15-8-96    | E3   |
| 30             | Block IIА | Rb   | 12-9-96      | 1-10-96    | B2   |
| 08             | Block IIА | Rb   | 6-11-97      | 18-12-97   | A3   |
| 13             | Block IIR | Rb   | 23-7-97      | 31-1-98    | F3   |
| 11             | Block IIR | Rb   | 7-10-99      | 3-1-00     | D2   |
| 20             | Block IIR | Rb   | 11-5-00      | 1-6-00     | E1   |
| 28             | Block IIR | Rb   | 16-7-00      | 17-8-00    | B3   |
| 14             | Block IIR | Rb   | 10-11-00     | 10-12-00   | F1   |
| 18             | Block IIR | Rb   | 30-1-01      | 15-2-01    | E4   |
| 16             | Block IIR | Rb   | 29-1-03      | 18-2-03    | B1   |
| 21             | Block IIR | Rb   | 31-3-03      | 12-4-03    | D3   |

Здесь приняты обозначения:

A, B, C, D, E, F - номера плоскостей группировки;

Cs – цезиевый бортовой стандарт частоты;

Rb – рубидиевый бортовой стандарт частоты.

**Спутники.** Спутники второго поколения (Navstar Block 2 и Navstar Block 2A), составляющие большинство в теперешней орбитальной группировке, изготовлены компаний Rockwell International. Рассчитанные на эксплуатацию в течение 7.5 лет (при среднем заданном сроке в составе орбитальной группировке 6 лет), спутники обнаружили высокую степень живучести и высокую надёжность, что позволяет их дальнейшую эксплуатацию. Основные характеристики спутника представлены в таблице 7.3.

Таблица 7.3. Основные характеристики спутников Navstar Block 2/2A

|  |         |
|--|---------|
| Стартовая масса Block 2 вместе с апогейной ДУ, кг  | 1667    |
| Начальная масса на орбите, кг<br>Block 2   | 843     |
| Block 2A   | 930     |
| Размах панелей солнечных батарей, м  | 5       |
| Мощность принимаемых сигналов, в диапазоне L1, дБ<br>для стандартной точности                          | -160,0  |
| для высокой точности   | -163,0  |
| Мощность принимаемых сигналов, в диапазоне L2, дБ<br>для стандартной точности или для высокой точности | - 166,0 |
| Мощность принимаемых сигналов, в диапазоне L3, дБ<br>для стандартной точности                          | -165,2  |
| Срок службы, лет   | 7,5     |

Внешний вид спутника Navstar Block 2 приведен на рис. 7.3.



Рис. 7.3. Навигационный спутник Navstar Block 2.

Стандарт частоты спутника определяется блоком, составленным из двух рубидиевых и двух цезиевых атомных часов. Стабилизация спутника осуществляется вращением, для чего используются 22 реактивных микродвигателя на гидразине, запаса которого при штатных условиях эксплуатации хватит более чем на 10 лет. В целях резервирования микродвигатели сгруппированы в 2 сборки. Для перевода спутника на рабочую орбиту используется апогейный двигатель Star 37FP с тягой 47.1 Кн

фирмы Morton-Thiokol. Энергопитание обеспечивается парой солнечных батарей общей мощностью 710 Вт, в тени – 3 никель-кадмиевыми батареями по 35 Амп-ч каждая. Спутники Navstar Block 2/2A оборудованы бортовой Интегрированной системой оперативного обнаружения ядерного излучения. Эта система включает оптическое устройство, датчики для регистрации рентгеновского излучения и потока нейтронов, а также аппаратуру для регистрации электромагнитных импульсов.

Спутники третьего поколения Navstar Block 2R разработаны и изготовлены корпорацией Lockheed Martin по заказу ВВС США. Навигационную аппаратуру для спутников Navstar Block 2R поставляет компания ИТТ/Aerospace Communication. Основные характеристики приведены в таблице 7.4.

Таблица 7.4. Основные характеристики спутника Navstar Block 2R

|                                     |                    |
|-------------------------------------|--------------------|
| Стартовая масса КА, кг              | 2032               |
| Масса на рабочей орбите, кг         | 1075               |
| Габаритные размеры корпуса, м       | 1,52 x 1,93 x 1,91 |
| Размах панелей солнечных батарей, м | 19,3 (11,6)        |
| Срок активного существования, лет   | Не менее 10        |

В спутниках Navstar Block 2R применяется трёхосная система стабилизации, в которой в качестве исполнительных органов используются маховики, магнитная система и 16 реактивных микродвигателей на гидразине (12 каталитических по 0.89Н и 4 электротермических по 22.2Н). Двигатели сгруппированы в 2 сборки (6+4). Энергопитание осуществляется с помощью двух панелей солнечных батарей площадью 13.4 м<sup>2</sup> с кремневыми элементами, использующими технологию N-P перехода. Мощность, вырабатываемая батареями в конце срока службы, составляет 1136 Вт при требуемых 970 Вт. При прохождении теневых участков орбиты полноценное функционирование бортовой аппаратуры обеспечивают никель-водородные батареи. Для перевода спутника на рабочую орбиту спутник оборудован твёрдотопливным апогейным двигателем Star 37FM производства компании Thiokol. Длительность включения около 54 с. При этом производится одновременный поворот плоскости орбиты в пространстве и подъём высоты перигея до 20 000 км. После манёвра конструкция апогейного двигателя массой примерно 83 кг не отделяется от КА. После перехода на штатную орбиту проводится последовательное замедление вращения спутника, сначала с 54 до 10 об/мин, а затем с 10 до 1.3 об/мин. На четвёртые сутки полёта проводится построение трёхосной ориентации и развёртывание панелей

солнечных батарей. Затем начинаются тщательные проверки состояния бортовых систем.

Одним из требований при проектировании спутников третьего поколения, выдвинутых ВВС США, было требование обеспечить спутникам высокую степень боевой устойчивости в условиях ведения ядерной войны. Во исполнение этого требования при создании спутников Navstar Block 2R был реализован целый ряд новых решений, включая:

- способность определения собственного положения в пространстве по взаимным измерениям дальности с другими спутниками Navstar Block 2R;
- возможность оценки текущих погрешностей параметров навигационного сообщения и обновления этих значений на основе обработки получаемых межспутниковых измерений без вхождения в связь с наземными станциями управления (межспутниковая связь предусматривается и на спутниках четвёртого поколения Navstar Block 2F);
- наличие на борту компьютеров нового поколения с возможностью их перепрограммирования в полёте;
- способность находиться в режиме полностью автономного функционирования (без связи с наземным комплексом до 14 суток и до 180 суток в режиме автономной навигации);
- 60-суточная готовность к запуску хранящегося в арсенале спутника в любую орбитальную плоскость;
- повышенная радиационная стойкость.

**Носители.** Спутники системы GPS второго и третьего поколений запускаются по одному со стартового комплекса ВВС на мысе Канаверал с помощью трёхступенчатой ракеты Delta-2-7925.

Помимо стартового комплекса ВВС на мысе Канаверал для пусков используется также космодром на авиабазе Ванденберг. Основные характеристики РН Delta-2-7925 приведены в таб. 7.5, а типичная циклограмма выведения спутника третьего поколения Navstar Block 2R представлена в таб. 7.6.

Таблица 7.5. Основные характеристики РН Delta-2-7925

|   |                            |
|---|----------------------------|
| Грузоподъёмность, т:<br>низкая околоземная орбита | 5.039                      |
| орбита, переходная к геостационарной              | 1.842                      |
| солнечно-синхронная                               | 3.175                      |
| Число ступеней                                    | 3 + 9 навесных ускорителей |
| Габариты, м<br>длина                              | 38.41                      |
| максимальный диаметр                              | 2.44                       |
| Стартовая масса, т                                | 231.87                     |

Таблица 7.6. Циклограмма выведения спутника Navstar Block 2R с помощью РН Delta-2-7925, дата выведения - 30.01.01.

| Операция  | Полётное время,<br>чч:мм:сс |
|---|-----------------------------|
| Запуск маршевой ДУ первой ступени и двух рулевых ДУ   |                             |
| Запуск 6 твёрдотопливных ускорителей (ТТУ). Старт РН  | 00:00:00                    |
| Выключение 6 ТТУ                                      | 00:01:03                    |
| Зажигание 3 ТТУ                                       | 00:01:05                    |
| Сброс 3 из 6 отработавших ТТУ                         | 00:01:06                    |
| Сброс 3 из 6 отработавших ТТУ                         | 00:01:07                    |
| Выключение и сброс 3 последних ТТУ                    | 00:02:12                    |
| Выключение маршевого двигателя RS-27A первой ступени  | 00:04:23                    |
| Отделение первой ступени                              | 00:04:31                    |
| Первый запуск ДУ А118-К второй ступени                | 00:04:37                    |
| Сброс головного обтекателя                            | 00:04:58                    |
| Выключение ДУ второй ступени                          | 00:10:54                    |
| Второе включение ДУ второй ступени                    | 00:19:56                    |
| Выключение ДУ второй ступени. Начало закрутки РН с КА | 00:20:31                    |
| Отделение второй ступени                              | 00:21:24                    |
| Запуск ДУ Star 48В третьей ступени                    | 00:22:01                    |
| Выключение ДУ третьей ступени                         | 00:23:28                    |
| Отделение КА Navstar Block 2R                         | 00:25:21                    |

На разгонном блоке РАМ-D, который постоянно используется в комплектации с носителем Delta-2 при запусках на геостационарные и высокие круговые орбиты, установлен твёрдотопливный двигатель Star 48В компании Thiokol. Между космическим аппаратом и третьей ступенью имеется специальная платформа PAF (Payload Attach Fitting), оборудованная системой гашения нутации NCS (Nutation Control System) с однокомпонентными гидразиновыми микродвигателями в качестве исполнительных органов. Кроме того, третья ступень установлена на платформе с реактивными микродвигателями, с помощью которых обеспечивается закрутка ступени с КА в момент отделения от второй

ступени. Скорость закрутки для Navstar Block 2R составляет 54 об/мин. Обтекатель полезной нагрузки выполнен из алюминиевого сплава, ведутся разработки обтекателя из композиционного материала. Переходник между первой и второй ступенями представляет собой изогридную конструкцию (с равномерно расположенными элементами жёсткости).

**Сигналы спутников GPS.** Каждый спутник системы GPS излучает сигналы двух кодов: заглушённый легко обнаруживаемый сигнал стандартной точности (код C/A), предназначенный для гражданских потребителей, и защищённый сигнал высокой точности (код P), предназначенный для военных потребителей. Для военных потребителей используются два диапазона частот L1 и L2, а для гражданских только L1 (опорная частота L1 равна 1575.42 МГц, опорная частота L2 равна 1227.6 МГц).

Индивидуализация сигналов каждого спутника осуществляется с помощью специальным образом формируемой кодовой последовательности.

Аналогично тому, как в системе ГЛОНАСС каждому спутнику предписывается литера К, в системе GPS каждому спутнику присваивается число PRN (PseudoRandom Noise) - идентификатор псевдослучайного шумового кода, который используется для формирования навигационных сигналов. Более подробно данный вопрос рассмотрен в разделе 12.

В таблице 7.7 приведены данные о сигналах системы GPS.

Таблица 7.7. Характеристики навигационного сигнала системы GPS

|                                   |   |
|-----------------------------------|---|
| Типы дальномерных кодов           | стандартный на частоте L1,<br>точный на частоте L1,<br>точный на частоте L2 |
| Шифрование сигнала                | Да  |
| Способ разделения сигналов        | по дальномерному коду   |
| Несущие частоты                   | L1 1575.42 МГц<br>L2 1227.60 МГц  |
| Стандартный код:                  |   |
| Частота следования символов       | 1.023 МГц   |
| Эквивалентная длина символа       | 293 м   |
| Режим селективного доступа        | Да  |
| Точный код:                       |   |
| Частота следования символов       | 10.23 МГц   |
| Эквивалентная длина символа       | 29.3 м  |
| Режим селективного доступа        | Да  |
| Координатно-временное обеспечение |   |
| Опорное время                     | GPSTime   |
| Система координат                 | WGS-84  |

**Наземный сегмент управления.** В настоящее время в США средства управления космическими аппаратами, за которые несёт ответственность МО США, образуют несколько командно-измерительных комплексов, принадлежащих различным космическим командованиям, созданным во всех родах войск США (ВВС, ВМС, Армии). Последние оперативно подчинены Объединённому Космическому командованию США, в состав которого входят 2 центра управления (объединённый центр космических испытаний на авиабазе Онизука, г. Саннивейл, и объединённый центр космических операций, авиабаза Шривер, г. Колорадо Спрингс), 9 стационарных командно-измерительных пунктов, 5 контрольных станций и станций ввода данных системы GPS и нескольких мобильных станций.

Стационарные командно-измерительные пункты расположены на:

- ❖ авиабазе Шривер, г. Колорадо Спрингс,
- ❖ авиабазе Ванденберг;
- ❖ авиабазе Нью-Бостон;
- ❖ авиабазе Туле, о. Гренландия;
- ❖ авиабазе Оукхангер, Англия;
- ❖ авиабазе Андерсен, о. Гуам;
- ❖ о. Охау, Кайен Пойнт, шт. Гавайи;
- ❖ о. Диего-Гарсиа, Индийский океан;

- ❖ авиабазе Мыс Канаверал.

Контрольные станции и станции ввода данных системы GPS расположены на (см. рис. 7.4):

- ❖ авиабазе Шривер, г.Колорадо Спрингс;
- ❖ Кайен Пойнт, о.Охау, шт.Гавайи;
- ❖ о.Диего-Гарсиа, Индийский океан;
- ❖ о.Вознесения, Атлантический океан;
- ❖ атолле Кваджелейн, Тихий океан.

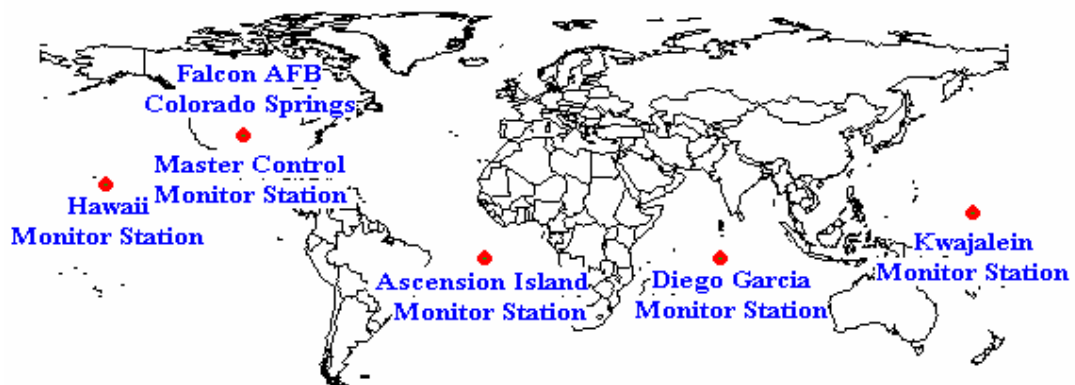


Рис. 7.4. Контрольные станции системы GPS.

Объединённый центр космических испытаний осуществляет планирование и управление работой средств пунктов навигационного комплекса управления, обеспечивает управление разведывательными спутниками и некоторыми экспериментальными военными спутниками.

Объединённый центр космических операций обеспечивает управление военными системами навигации, метеообеспечения, связи и предупреждения о ракетном нападении.

Контрольные станции представляют собой автоматизированные стационарные измерительные пункты, оснащённые многоканальными навигационными приёмниками, атомным стандартом частоты, датчиками атмосферных параметров и компьютерами для первичной обработки информации. Каждая контрольная станция осуществляет круглосуточный приём сигналов со всех спутников системы GPS, а также производит сбор местной метеоинформации, необходимой для последующего расчёта тропосферных поправок. Собранная информация оперативно запоминается и по запросу передаётся в Центр управления системой для последующей обработки.

**Области применения и потребители.** Области применения системы GPS и состав её потребителей тесно связаны с эволюцией самой GPS. В свою очередь расширение областей применения и состава потребителей влияют на развитие этой системы и технических средств её функционального



дополнения. Эволюция системы проходила в трёх направлениях: политическом, технологическом и экономическом. Стремительные технологические достижения в различных областях применения системы были связаны с решением ряда проблем, касающихся как теоретических, так и прикладных вопросов в области передачи и приёма навигационных сигналов, их взаимного влияния, систем обработки этих сигналов, помехозащищённости и много другого.

С момента развёртывания системы GPS США установили правило, по которому военные потребители системы пользуются точным закодированным навигационным сигналом P(Y) (precise encrypted) на частотах L1 1575 МГц и L2 1227 МГц, а гражданские – только загрублённым навигационным сигналом C/A (coarse acquisition) на частоте L1. С конца марта по 10 августа 1990 года МО США впервые был применён для гражданских потребителей режим селективного доступа SA (selective availability), который заключается в намеренном внесении погрешностей в легко обнаруживаемый загрублённый сигнал C/A. Это снизило точность определения местоположения гражданских потребителей с 20-40 до 100 м. С 1 июля 1991 года режим селективного доступа стал применяться на постоянной основе. Следует отметить, что в системе ГЛОНАСС селективный доступ в отношении гражданских потребителей не применяется.

Для преодоления создавшейся ситуации часть потребителей, которая могла позволить себе дополнительные затраты, переходила с помощью дорогостоящей и громоздкой аппаратуры на дифференциальный режим навигационного обеспечения. В масштабе реального времени в таком режиме можно добиться точности определения местоположения до 10-15 м.

Практически режим селективного доступа сказывался преимущественно на точности определения положения быстро движущихся потребителей, но подавляющее их число относится к военным потребителям, располагающим навигационным обеспечением с использованием точного сигнала с кодом P. Решением президента США режим селективного доступа к навигационному сигналу для гражданских потребителей с 2 мая 2000 года был снят. Это позволило гражданским потребителям довести точность определения своего местоположения в горизонтальном направлении в 95% случаев с 45 м до 6.3 м. Однако, точность навигационного обеспечения военных потребителей остаётся выше за счёт возможности устранять искажения при прохождении сигнала через ионосферу и тропосферу путём сравнения сигналов на частоте L1 и L2. США оставляют за собой право вводить режим селективного доступа над отдельными районами земного шара, где, по мнению руководства США, возникает угроза безопасности и национальным интересам США. Принятое решение было продиктовано политическими и экономическими соображениями, и было направлено, в первую очередь, на обеспечение практически монопольного предоставления навигационных услуг на рынке и ориентацию производителей навигационной аппаратуры потребителей на систему GPS.

Отмена режима селективного доступа привела к практическому расширению областей применения системы и резкому росту числа её потребителей, получивших доступ к многоканальным приёмникам навигационной информации.

**Аппаратура и её производители.** Развёртывание широкомасштабного производства аппаратуры системы GPS началось с конца 80-х годов. В настоящее время объём годовой продажи продукции и услуг этой отрасли превысил \$10 млрд. Основными составляющими этой аппаратуры являются атомные стандарты, приёмники и антенны.

Ведущими производителями бортовой авиационной навигационной аппаратуры являются компании Astronautics Corporation of America, Honeywell, Northrop Grumman Corporation, Rockwell Collins. Серийным производством свыше 200 стандартных типов антенн занято около 40 американских предприятий. Около 70 предприятий занято серийным производством свыше 500 стандартных типов приёмников. В число указанных предприятий не входят множество предприятий и научно-исследовательских организаций, разрабатывающих специализированную навигационную аппаратуру для новых областей применения системы GPS. Важнейшими проблемами, стоящими перед разработчиками и производителями аппаратуры GPS, являются повышение помехоустойчивости и миниатюризация. В решении первой проблемы принимают участие несколько организаций и предприятий, в том числе Управление перспективного планирования НИР военного назначения DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency), а также фирмы Rockwell Collins, Northrop Grumman Navigation Systems, Lockheed Martin, Electro-Radiation Inc., Navsys Corp.

DARPA и Rockwell Collins прорабатывают концепцию повышения устойчивости системы GPS к помехам путём использования средств функционального дополнения в форме дополнительных станций для передачи системного навигационного сигнала. Эти станции получили название псевдоспутник (pseudolite), а соответствующий проект – GPX Pseudolite. Практическая реализация концепции состоит в использовании на поле боя четырёх псевдоспутников, размещённых либо на дистанционно-пилотируемых летательных аппаратах, либо на поверхности Земли, что позволит сформировать искусственное навигационное созвездие, необходимое для навигационного определения войск, доведя мощность передаваемого сигнала до 100 Вт, что на 45 дБ повысит его напряжённость на входе абонентского приёмника по сравнению с сигналами со спутника. Фирма Northrop Grumman Navigation Systems разрабатывает опытный образец противопомехового программного фильтра (Anti-Jam Autonomous Integrity Monitored Extrapolation), который позволит ограничить ширину полосы следящих контуров GPS, что приведёт к снижению уровня мешающего

сигнала.

Фирмы Rockwell Collins и Lockheed Martin разработали устойчивый к помехам приёмник G-Star, в котором используется пространственно-временной адаптер, позволяющий обнаружить мешающий сигнал, вывести его в нуль антенны и сориентировать диаграмму на спутник.

Фирма Electro-Radiation Inc. разработала блок подавления помех ISU, который состоит из антенны и электронного модуля, подключаемых к порту приёмника GPS. ISU предназначен для подавления как широкополосного шума, так и узкополосных помех, увеличивая запас по ним соответственно на 20 дБ и 35 дБ.

Фирма Navsys Corp. предложила использовать выпускаемый ею приёмник HAGR с высоким усилением и цифровой пространственной обработкой сигналов, оснащенный связкой антенн, позволяющей создать многолучевую диаграмму, для ускоренного определения мешающего сигнала.

### 9.3 Особенности совместного применения систем ГЛОНАСС и GPS

Комплексирование навигационных систем GPS и ГЛОНАСС обеспечивает повышение точности и надежности (доступности, непрерывности обслуживания и целостности) навигационных определений. Особенно это актуально, если навигации потребителя осуществляется в городских условиях, когда часть навигационных спутников становятся недоступными из-за рядом стоящих зданий. Совместное же использование двух систем улучшает геометрический фактор рабочего созвездия.

Как уже отмечалось, спутниковые системы GPS и ГЛОНАСС очень близки по функциональным возможностям: обе системы являются беззапросными, сигналы стандартной и высокой точности излучаются на двух частотах L1 и L2, величины которых отличаются незначительно. Номинальное число спутников в системах GPS и ГЛОНАСС равно 24. Орбитальное построение систем также приблизительно одинаково – спутники систем вращаются на 12-часовых околокруговых орбитах, наклонение орбит ГЛОНАСС-спутников  $64^{\circ}$ , наклонение орбит GPS-спутников  $55^{\circ}$ . Число орбитальных плоскостей в системе GPS равно 6, а в системе ГЛОНАСС – 3, но это отличие является несущественным для приемной аппаратуры потребителя. Главное отличие систем находится в практическом использовании систем для навигации, а именно в числе работоспособных навигационных спутников. По состоянию на 1 января 2004 года система ГЛОНАСС имеет неполную группировку. Текущее состояние системы ГЛОНАСС не обеспечивает глобальной навигации, т.е. не дает возможность в любой момент времени найти все три компоненты положения потребителя: широту, долготу и высоту. С другой стороны, использование дополнительных навигационных измерений при GPS-навигации может улучшить качество навигационного обслуживания. С этой целью GPS и

ГЛОНАСС измерения могут быть объединены и использоваться совместно. Иными словами, потребитель для определения своего положения использует навигационную спутниковую систему GPS+ГЛОНАСС.

Одной из проблем, возникающей при объединении двух навигационных систем, является различие между системным временем GPS и ГЛОНАСС. Системы GPS и ГЛОНАСС используют свои собственные центры системного эталона времени и частоты, на основе данных которых и происходит синхронизация всех временных процессов в рассматриваемых навигационных системах. Никакой взаимной корректировки системных времен GPS и ГЛОНАСС нет, следовательно, смещение между временем GPS и ГЛОНАСС есть переменная величина, обусловленная уходами часов. Необходимо заметить, что поскольку эталоны времени систем GPS и ГЛОНАСС используют высокостабильные водородные стандарты частоты, имеющие относительную нестабильность за сутки  $\sim 10^{-14}$ , то смещение между временем GPS и ГЛОНАСС является медленно изменяющейся величиной, относительное изменение которой за сутки не превышает  $10^{-13}$ .

Существует требование к определению величины смещения между временем GPS и ГЛОНАСС, накладываемое способом формирования эталонов времени в системах GPS и ГЛОНАСС. Шкала системного времени ГЛОНАСС привязана к Госэталону Координированного Всемирного Времени UTC(SU). По рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS) производится коррекция шкалы UTC, одновременно производится и коррекция шкалы системного времени ГЛОНАСС. Величина коррекции равна  $\pm 1$  секунда. Коррекция шкалы UTC производится, как правило, один раз в год или в полтора года и происходит в конце одного из кварталов: в 00 часов 00 минут 00 секунд в полночь с 31 декабря на 1 января или с 31 марта на 1 апреля или с 30 июня на 1 июля или с 30 сентября на 1 октября. Предупреждения о моменте и величине коррекции шкалы системного времени ГЛОНАСС передается заблаговременно при помощи различных бюллетеней, извещений, через Интернет. К сожалению, спутники ГЛОНАСС не содержат в навигационных сообщениях информации о коррекции. Поэтому пользователь навигационной аппаратуры ГЛОНАСС должен вручную корректировать часы своего приемника. (Навигационные сообщения спутников ГЛОНАСС-М будут содержать эти данные).

В случае использования комбинированного приемника, использующего сигналы систем GPS и ГЛОНАСС, решение проблемы коррекции времени можно автоматизировать. Для этого достаточно в моменты возможного проведения коррекции, то есть в конце каждого квартала, проводить оценку величины смещения между временем GPS и ГЛОНАСС.

Как уже отмечалось, навигационные системы GPS и ГЛОНАСС используют различные системы координат: WGS-84 и ПЗ-90. Поэтому при совместном использовании навигационных измерений от GPS и ГЛОНАСС спутников необходимо пересчитывать все координаты в одну из перечисленных

систем. Связь между координатами положения и скорости в системах WGS-84 и ПЗ-90 описывается уравнениями [140]:

$$(7.1) \quad \begin{array}{c} X_{WGS-84} \\ Y_{WGS-84} \\ Z_{WGS-84} \\ Vx_{WGS-84} \\ Vy_{WGS-84} \\ Vz_{WGS-84} \end{array} = \begin{array}{c} 0 \\ 2.5 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{array} + \begin{array}{c} 1 \quad -1.9E-6 \quad 0 \quad 0 \\ 1.9E-6 \quad 1 \quad 0 \quad 0 \\ 0 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \\ 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1 \quad -1.9E-6 \quad 0 \\ 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1.9E-6 \quad 1 \quad 0 \\ 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1 \end{array} \cdot \begin{array}{c} X_{ПЗ-90} \\ Y_{ПЗ-90} \\ Z_{ПЗ-90} \\ Vx_{ПЗ-90} \\ Vy_{ПЗ-90} \\ Vz_{ПЗ-90} \end{array}$$

Поскольку уравнения связи между системами WGS-84 и ПЗ-90 определяются экспериментальным путем, то для повышения точности навигационных определений рекомендуется использовать ту систему координат, чтобы надо было проводить как можно меньше координатных преобразований. Например, если координаты потребителя должны быть определены в системе WGS-84 и число видимых потребителю навигационных спутников GPS (координаты которых известны в системе WGS-84) превышает число спутников ГЛОНАСС, то в этом случае вычисления лучше проводить в системе WGS-84.

Близость орбитального построения двух систем и небольшое отличие в значениях соответствующих радиочастот дает возможность применения одинаковых алгоритмов для вычисления ионосферных и тропосферных поправок дальномерных измерений. Иными словами, алгоритмы вычисления ионосферных и тропосферных поправок, используемые в GPS-навигации также применимы для ГЛОНАСС-навигации. Это упрощает построение алгоритма нахождения положения и скорости потребителя при совместном использовании GPS и ГЛОНАСС систем. Возможно также и применение алгоритма вычисления альманаха системы GPS для расчетов альманаха системы ГЛОНАСС.

#### 9.4 Пример построения навигационного GPS+ГЛОНАСС алгоритма

В разделе приводится пример построения GPS+ГЛОНАСС навигационного алгоритма. Данный алгоритм всю исходную информацию (эфемериды спутников ГЛОНАСС и GPS, данные измерений) получает от приемника Ashtech GG24.

Как уже отмечалось ранее, приемник Ashtech GG24 может транслировать все данные с антенного блока, что дает возможность самостоятельно решать навигационную задачу. На рис. 7.5 приведена структура данных, передаваемых приемником Ashtech GG24.

Частота передачи тех или иных данных зависит от типа и от некоторых факторов. Так, данные GPBN (координаты приемника) и GMCA (измерения) передаются с частотой, с которой приемник обновляет выходные данные о найденных своих координатах. Эта величина задается оператором и обычно равна  $1 \text{ сек}^{-1}$ . Эфемеридные данные GLSNG и GPSNV передаются по мере их поступления с навигационных спутников.

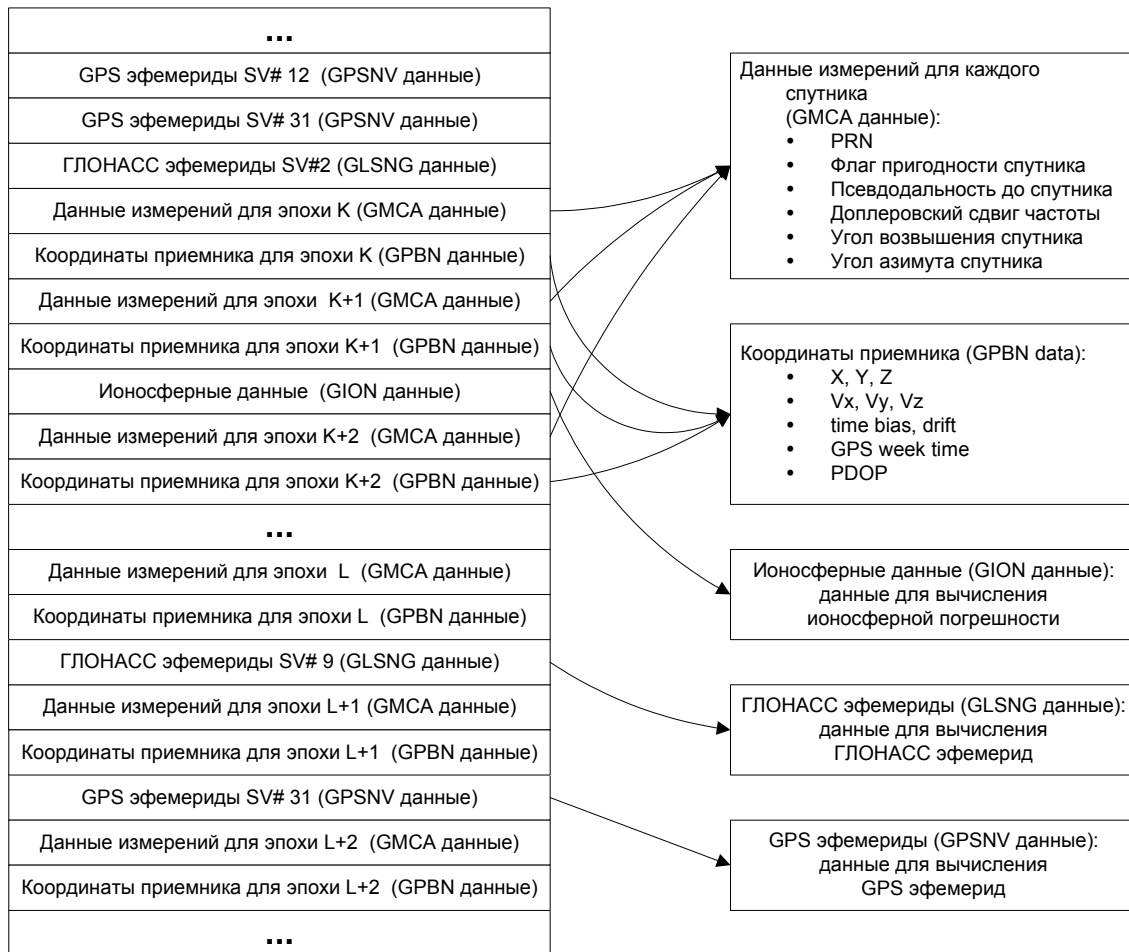


Рис. 7.5. Структура сырых данных, передаваемых приемником Ashtech GG24.

Ионосферные данные GION передаются только после получения приемником Ashtech GG24 специального запроса. Этот запрос должен быть сформирован навигационным алгоритмом в самом начале навигационных вычислений. В процессе работы навигационного алгоритма запрос на получение ионосферных данных периодически повторяется, чтобы иметь в своем распоряжении свежие ионосферные данные.

Данные, содержащиеся в альманахах систем GPS и ГЛОНАСС, требуются только для работы антенного блока и для проведения навигационных вычислений они не нужны. Поэтому соответствующие данные не обрабатываются, а альманахи GPS и ГЛОНАСС систем в разработанном

навигационном алгоритме не вычисляются.

Антенна приемника располагалась на крыше исследовательской лаборатории FURUNO в Японии, точные координаты которой в системе WGS-84: широта – N 34° 44.47475', долгота – E 135° 21.21061', высота – 58.6 м. Сырые данные на месте копировались в бинарный файл и затем передавались при помощи Интернета для обработки с целью тестирования и модификации навигационных алгоритмов.

На рис. 7.6 представлена укрупненная блок-схема навигационного алгоритма, использующего в качестве источника навигационных данных приемник Ashtech GG24.

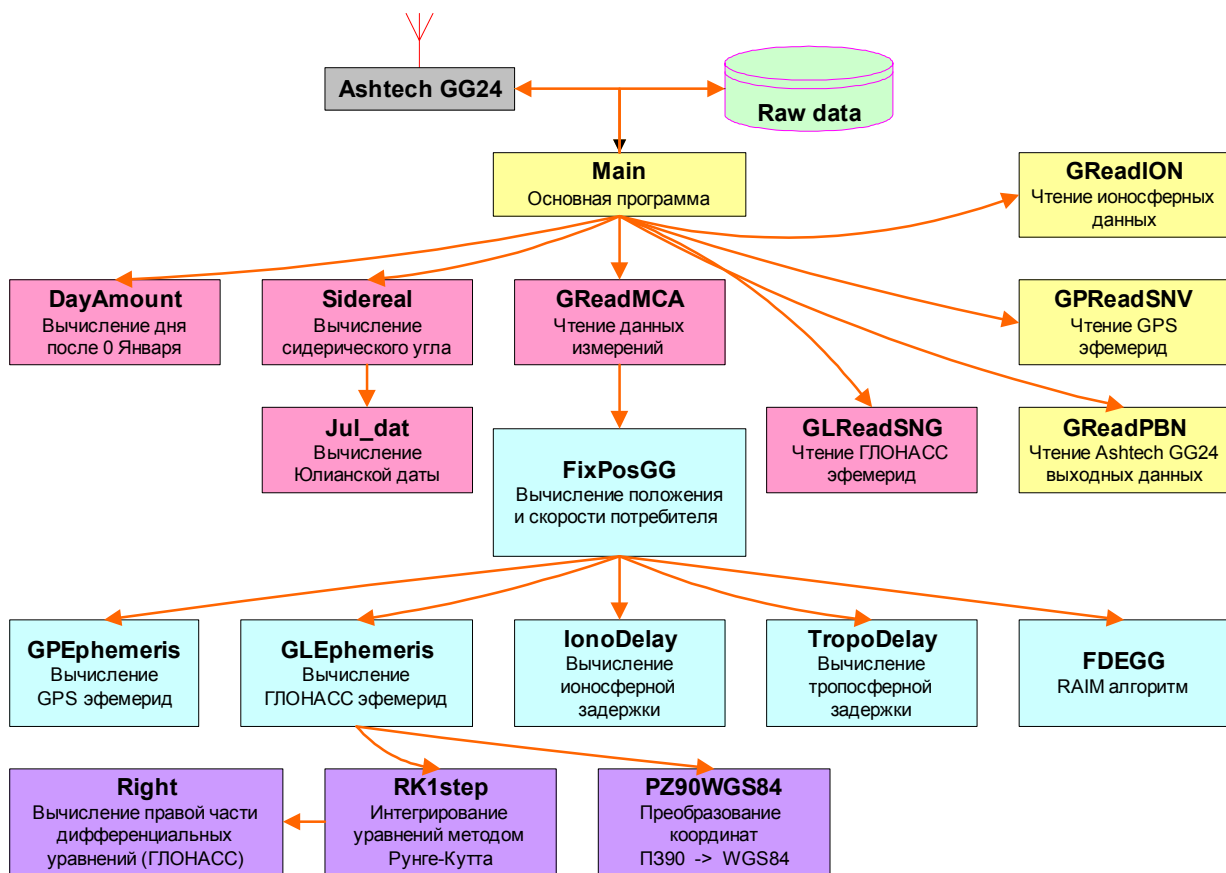


Рис. 7.6. Блок-схема навигационного алгоритма, использующего сырые данные, транслируемые приемником Ashtech GG24.

В исходных данных этого алгоритма задаются следующие параметры:

- режим функционирования комплекса -
  - навигация осуществляется в реальном масштабе времени;
  - постпроцессорная обработка данных;
- способ обработки навигационных измерений -

- метод наименьших квадратов на основе одномоментных измерений;
- фильтр Калмана;
- какие навигационные спутники будут использоваться в навигации -
  - только спутники системы GPS;
  - только спутники системы ГЛОНАСС;
  - спутники систем GPS и ГЛОНАСС;
- минимальная величина угла возвышения спутника;
- требуется ли определять величину смещения между шкалами времени систем GPS и ГЛОНАСС;
- тип RAIM алгоритма.

На рис. 7.7 приведена копия экрана в процессе работы навигационного GPS+ГЛОНАСС алгоритма, использующего сырые данные приемника Ashtech GG24.

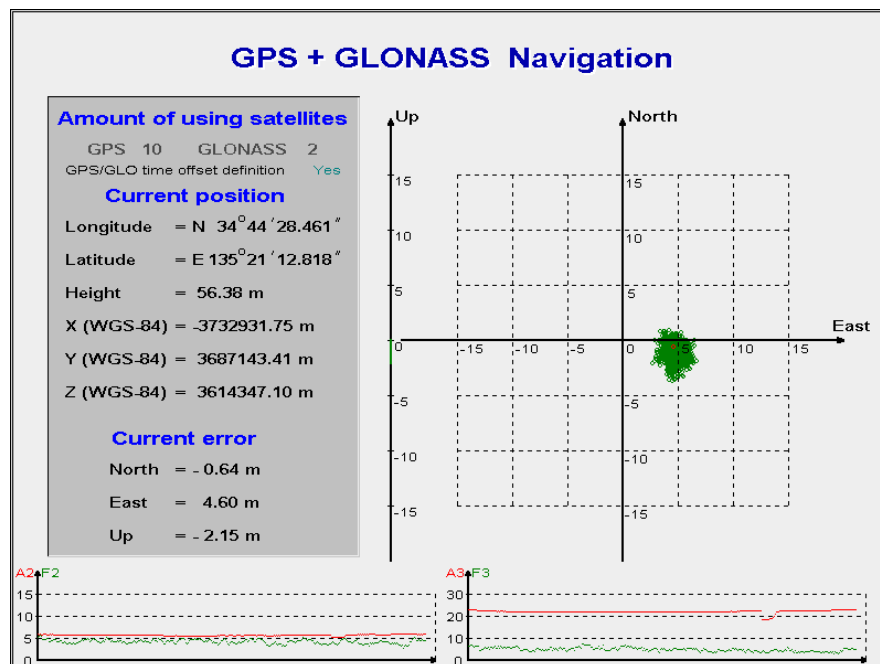


Рис. 7.7. Экран программы GPS+ГЛОНАСС навигации.

Помимо вычисления своих координат программа позволяет определить текущую ошибку навигации, а также проводит сравнение точности навигации с собственным программным обеспечением приемника Ashtech GG24. Точность сравнивается по двум характеристикам (A-Ashtech, F-разработанный навигационный алгоритм):

- точность определения положения в горизонтальной плоскости A2 и F2;
- точность определения в пространстве A3 и F3 (3-Dimensional).

Ошибка навигации вычислялась как расстояние между точным положением неподвижного потребителя и его оценкой, вычисленной навигационным алгоритмом.



Подробное описание навигационного алгоритма, использующего GPS и ГЛОНАСС измерения, приведено в .

## 9.5 Анализ GPS+ГЛОНАСС навигации

В данном разделе проводится анализ точностных характеристик навигации с использованием систем GPS и ГЛОНАСС в условиях, когда в системе GPS применяется селективный доступ и при его отсутствии. Приводятся результаты GPS+ГЛОНАСС навигации на основе использования реальных измерений. Все навигационные измерительные данные, эфемеридная информация, данные для вычисления ионосферных поправок были получены при помощи комбинированного GPS+GLONASS приемника GG24 фирмы Ashtech. Обработка измерений проводилась на основе метода наименьших квадратов, использующего одномоментные измерения.

**Навигация в условиях селективного доступа к системе GPS.** Сначала проведем сравнительный анализ GPS навигации и совместного использования систем GPS и ГЛОНАСС при определении местоположения стационарного потребителя при наличии селективного доступа (SA) к системе GPS.

Дата проведения теста – 24/04/00. Навигационные измерения проводились каждую секунду, количество навигационных сеансов – 2330. Число спутников ГЛОНАСС, участвующих в навигации, менялось от 3 до 4, а число спутников GPS от 9 до 10. На рис. 7.8 приведены графики ошибки определения положения потребителя для одних и тех же моментов времени как с использованием системы GPS, так и при совместном использовании спутников GPS и ГЛОНАСС. На рис. 7.9 представлена разница между ошибками GPS навигации и GPS+ГЛОНАСС навигации. Положительное значение этой величины означает преимущество GPS+ГЛОНАСС навигации и чем больше ее величина, тем больший выигрыш в точности потребитель получит, используя объединенную навигационную систему GPS+ГЛОНАСС.

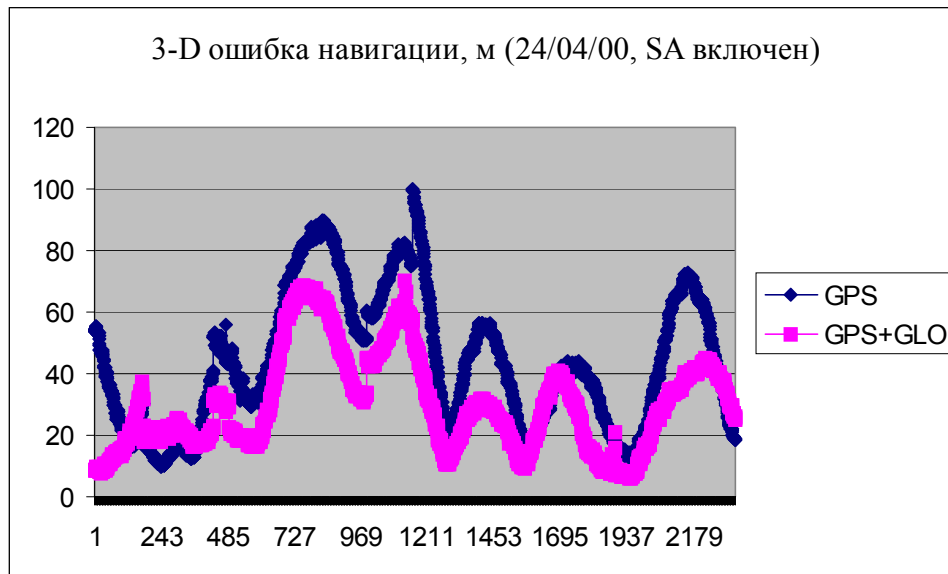


Рис.7.8. Ошибка определения положения с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС, SA включен.

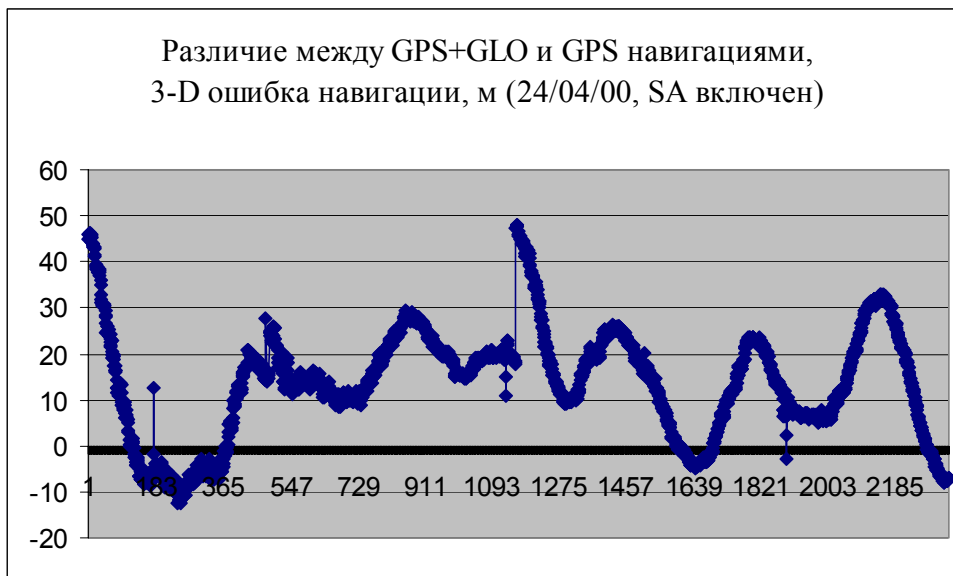


Рис. 7.9. Отличие в точности определения положения с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС, SA включен.

Из рис. 7.8 и 7.9 видим, что в данном тесте использование дополнительных ГЛОНАСС спутников в GPS-навигации при наличии селективного доступа к системе GPS повышает точность навигации в среднем на 20 м.

На рис. 7.10 и 7.11 показана горизонтальная ошибка навигации при использовании GPS и GPS+ГЛОНАСС навигации, то есть показана ошибка определения положения в плоскости. Ось абсцисс направлена на восток, а ось ординат – на север.



Рис.7.10. Ошибка определения положения в плоскости при помощи системы GPS, SA включен.



Рис. 7.11. Ошибка определения положения в плоскости при помощи системы GPS+ГЛОНАСС, SA включен.

Из этих рисунков также видно, что совместная GPS+ГЛОНАСС навигация при использовании селективного доступа к системе GPS существенно повышает горизонтальную точность: в среднем горизонтальная точность достигает 10-15 м. На рис. 7.11 видно какое влияние на точность определения положения оказывает селективный доступ: оценка горизонтального положения как бы блуждает, совершает некоторое движение вблизи точного положения приемника. Так как в системе ГЛОНАСС не применяется селективный доступ, то применение дополнительных ГЛОНАСС спутников в GPS навигации снижает эффект

селективного доступа. Очевидно, что чем больше будет использоваться в совместной навигации спутников ГЛОНАСС, то тем больше этот эффект. Анализируя представленные графики, можно сделать вывод о том, что применение совместной GPS и ГЛОНАСС навигации повышает точность определения положения и при этом значительно уменьшает влияние селективного доступа к системе GPS. Необходимо отметить, что эти данные были получены в условиях, когда система ГЛОНАСС состояла не более чем из 10 спутников, то есть численность спутников системы меньше штатной в два раза, а в системе GPS применялся селективный доступ. И этот интерес объясняется возможностью повторного включения селективного доступа.

**Навигация при отсутствии селективного доступа.** Теперь рассмотрим результаты применения совместной GPS и ГЛОНАСС навигации при определении положения потребителя в случае, когда в системе GPS отсутствует селективный доступ.

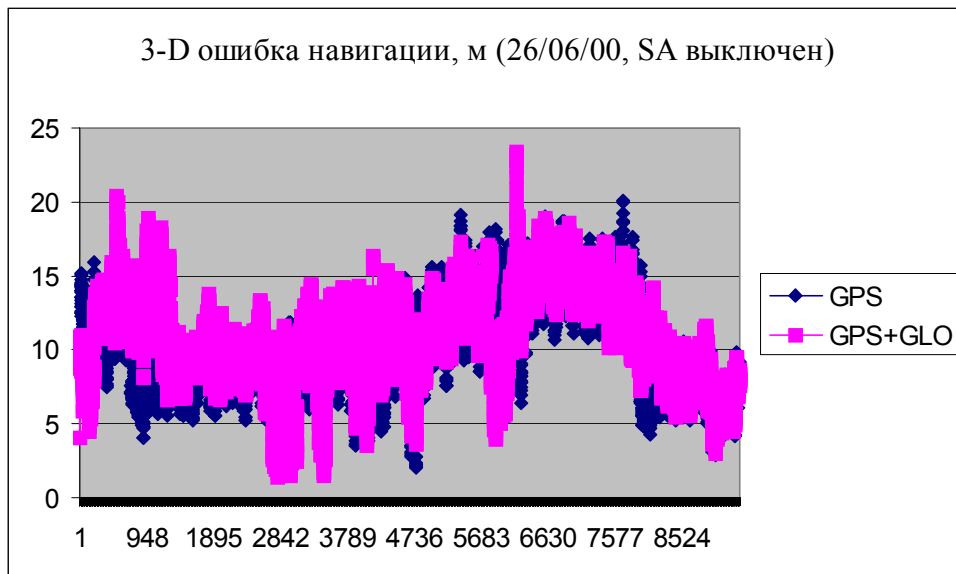


Рис.7.12. Ошибка определения положения с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС, SA отсутствует.

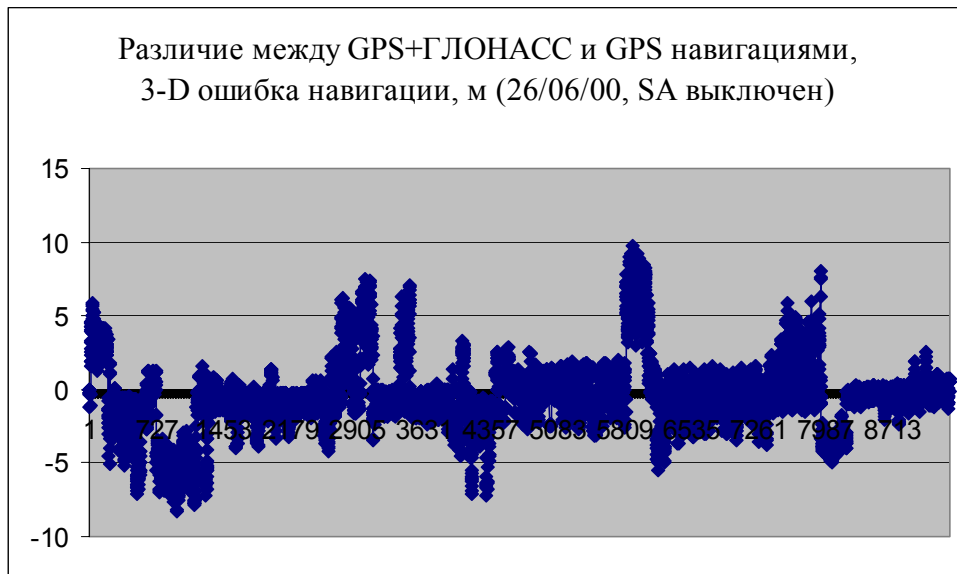


Рис.7.13. Отличие в точности определения местоположения с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС, SA отсутствует.

На рис. 7.12 приведены данные о точности навигации, когда используется одна система GPS и совместное использование двух систем GPS и ГЛОНАСС для одних и тех же моментов времени. Количество сеансов измерений – свыше 9000. Число спутников GPS, участвовавших в навигации, варьировалось – от 6 до 10, а число спутников ГЛОНАСС – от 3 до 5. Как видим, точностные характеристики систем GPS и GPS + ГЛОНАСС очень близки. Отличие в точности, показанное на рис. 7.13, в среднем не превышает 3-5 м. Это означает, что когда в системе GPS отсутствует селективный доступ, то привлечение дополнительных ГЛОНАСС спутников точность навигации улучшает незначительно.

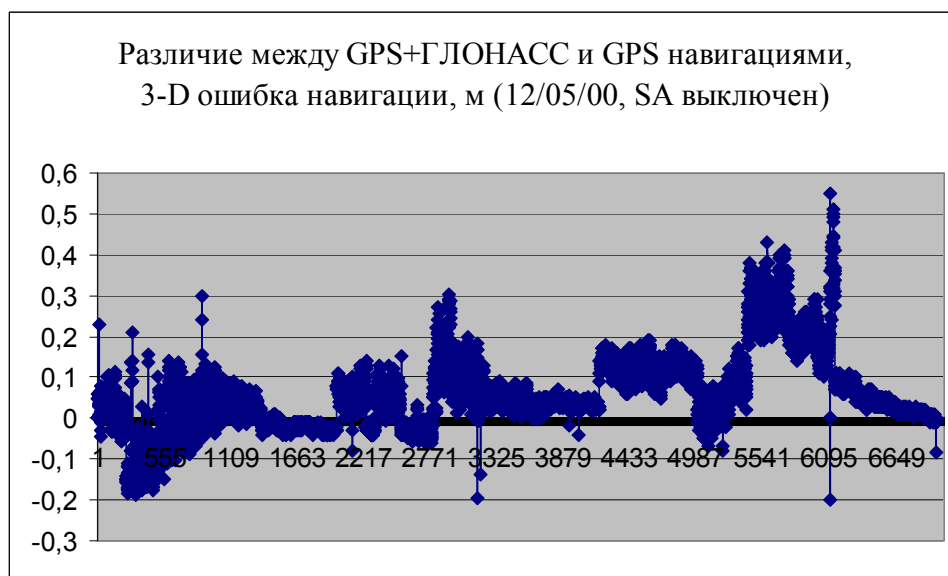


Рис. 7.14. Отличие в точности определения местоположения с использованием

GPS и GPS+ГЛОНАСС, SA отсутствует.

Данный вывод также подтверждают результаты другого теста, представленные на рис. 7.14. Количество сеансов измерений, проводившихся каждые 2 с – около 7000. Число спутников GPS, участвовавших в навигации, варьировалось – от 7 до 11, а число спутников ГЛОНАСС – от 3 до 6. В данном тесте отличие в точностных характеристиках навигации с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС систем составляет всего лишь доли метра.

Необходимо сказать, что сравнительный анализ навигации с использованием GPS и GPS+ГЛОНАСС систем был проведен в очень хороших условиях радиовидимости навигационных спутников. Во-первых, антенна приемника располагалась на крыше здания и ничто не мешало приему сигналов со спутников. Во-вторых, близость к экватору означает видимость наибольшего числа GPS-спутников. Поэтому в данных условиях тестирования применение дополнительных ГЛОНАСС-спутников практически не улучшает точность GPS-навигации (при отсутствии селективного доступа). Совершенно другая картина может наблюдаться при навигации потребителя в городе. В этом случае добавление ГЛОНАСС-спутников сможет компенсировать те GPS-спутники, которые будут закрыты зданиями. Поэтому в условиях плохой радиовидимости для улучшения точности GPS-навигации можно рекомендовать использование GPS+ГЛОНАСС навигации.

## 10 Дифференциальный режим работы спутниковых навигационных систем

В данном разделе приводятся основы дифференциальной навигации с использованием навигационных спутниковых систем. Представлены характеристики различных дифференциальных методов и подсистем.

### 10.1 Сущность дифференциального режима

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

Дифференциальный режим предполагает наличие как минимум двух навигационных приемников (контрольно-корректирующая станция и потребитель), находящихся в двух точках пространства. При этом контрольно-корректирующая станция геодезически точно привязана к

принятой системе координат (ПЗ-90 или WGS-84). Разности между измеренными и рассчитанными в ней значениями псевдодальностей видимых спутников, а также разности соответствующих псевдоскоростей по линии передачи данных передаются потребителю. Эти разности называются дифференциальными поправками. Потребитель, в свою очередь, вычитает полученные поправки из измеренных псевдодальностей и псевдоскоростей. Если погрешности определения псевдодальностей слабо изменяются во времени и пространстве, то они существенно компенсируются переданными по линии передачи данных поправками. В дальнейшем для простоты рассматривается лишь коррекция псевдодальностей.

Основными слабо меняющимися погрешностями определения псевдодальности являются:

- ошибки синхронизации;
- погрешности за счет ошибок эфемеридного обеспечения;
- некомпенсированные ионосферные погрешности.

Ошибки синхронизации постоянны в пространстве и весьма стабильны на рассматриваемых временных интервалах. Так уход бортового эталона времени порядка  $10^{-14}$  или  $10^{-13}$  за время порядка 15 мин изменяет ошибки псевдодальностей пренебрежимо мало (от 3 мм до 3 см).

Эффект погрешностей эфемеридной информации может быть оценен различными моделями.

Одна из моделей основана на прямом вычислении ошибки псевдодальностей, как функции ошибок эфемерид. Ошибки определения псевдодальностей объекта с координатами  $x, y, z$ , как функции ошибок координат  $i$ -го спутника  $\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i$  могут быть записаны в виде:

$$\delta R_i = (x - x_i)\Delta x_i / R_i + (y - y_i)\Delta y_i / R_i + (z - z_i)\Delta z_i / R_i$$

Это соотношение характеризуют пространственную изменчивость ошибок определения псевдодальностей, обусловленных погрешностями эфемерид. В качестве примера рассчитаем  $\Delta R_i$  как функцию удаления  $L$  потребителя от контрольно-корректирующей станции для  $i$ -го спутника со сферическими координатами  $R_i = 20\,000$  км,  $\lambda_i = 49.2^\circ$ ,  $\varphi_i = 53.7^\circ$ . Получим

$$x_i = R_i \sin \lambda_i \cos \varphi_i \quad y_i = R_i \cos \lambda_i \cos \varphi_i \quad z_i = R_i \sin \varphi_i$$

Координаты  $x, y, z$  примем равными нулю. Результаты расчетов ошибки  $\varepsilon = \delta R_i(d) - \delta R_i(0)$  сведены в табл. 8.1 для  $d_i = (\Delta x_i^2 + \Delta y_i^2 + \Delta z_i^2)^{1/2} = 20, 100$  м.

Таблица 8.1. Погрешности определения псевдодальностей за счет неточности знания

эфемерид.

| $d_i$ , м | Погрешность для функции удаления $L$ , км |      |      |      |      |     |      |
|-----------|---|------|------|------|------|-----|------|
|           | 25  | 50   | 100  | 200  | 300  | 500 | 900  |
| 20        | 0.01                                      | 0.02 | 0.04 | 0.08 | 0.12 | 0.2 | 0.36 |
| 100       | 0.05                                      | 0.1  | 0.2  | 0.4  | 0.6  | 1   | 1.8  |

Как следует из таблицы, изменчивость ошибок определения псевдодальностей в первом приближении описывается линейной функцией и растет с ростом расстояния между контрольно-корректирующей станцией и потребителем. Это позволяет для грубой оценки использовать упрощенную модель границы  $\varepsilon_i$  как функции  $d_i$ ,  $L$ ,  $R_i$ :

$$\varepsilon_i \leq L d_i / R_i .$$

Изменчивость во времени и пространстве 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 можно полагать достаточно стабильными.

Уровень ионосферных погрешностей составляет от 10 до 40 м и достигает минимума при максимальном угле места визируемого НС. Изменение ошибок псевдодальностей, обусловленных ионосферными погрешностями, составляет через 1 мин – 0.1 - 0.2 м (СКО), а через 6 мин – 0.3 - 1.4 м. При полностью скомпенсированных ионосферных и эфемеридных погрешностях основными источниками ошибок остаются шумовые составляющие, которые при измерениях задержек по коду составляют единицы метров, а при измерениях по фазе составляют единицы сантиметров и даже миллиметров. Для авиационных объектов дополнительным существенным источником ошибок является многолучевость.

Основной алгоритм навигационных определений в дифференциальном режиме после ввода и учета поправок не отличается от алгоритма навигационных определений в номинальном (абсолютном) режиме, поэтому в настоящее время большая часть бортовой аппаратуры систем ГЛОНАСС и GPS разработки последних лет признается пригодной к использованию в обоих режимах. Для реализации дифференциального режима дополнительно должны быть предусмотрены возможности ввода дифференциальных поправок в соответствии с принятыми стандартами: для морской — RTCM SC-104, для авиационной — RTCA/DO-217, ARINC-419/429 и др.



## 10.2 Типы дифференциальных подсистем

Дифференциальные подсистемы обычно подразделяют на широкозонные, региональные и локальные.

Основой **широкозонных дифференциальных подсистем** является сеть контрольно-корректирующих станций, информация которых передается в центр управления для совместной обработки с целью выработки общих поправок и сигналов целостности. Размер рабочей зоны широкозонной дифференциальной подсистемы составляет порядка 5 000 км. Выработанные сигналы целостности и корректирующие поправки передаются по линиям передачи данных, возможности которых должны соответствовать размерам зоны, обеспечиваемой широкозонной дифференциальной подсистемой. Примерами широкозонных дифференциальных подсистем являются, например, европейская система EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) и американская система WAAS. Предполагаемая точность определения координат с использованием системы EGNOS составляет 2.5-5 м, что значительно лучше точности номинального режима систем ГЛОНАСС и GPS.

**Региональные дифференциальные подсистемы** предназначены для навигационного обеспечения отдельных регионов континента, моря, океана. Протяженность рабочей зоны может составлять от 400-500 км до 2 000 км. Региональные дифференциальные подсистемы могут иметь в своем составе одну или несколько контрольно-корректирующих станций, а также соответствующие средства передачи дифференциальных поправок и данных о целостности.

Примером региональных дифференциальной подсистем являются дифференциальные подсистемы Starfix фирмы Фугро. Эти подсистемы имеют дальность свыше 2000 км. Сеть таких дифференциальных подсистем образована 60-ю наземными станциями и четырьмя спутниками INMARSAT и охватывает все континенты, 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 2 000 км.

Другим примером служат средневосточные региональные дифференциальные подсистемы, охватывающие зоны Персидского залива, Красного и Средиземного морей, Суэцкого канала и Гибралтара, по которым проходят важнейшие пути транспортировки нефти со Среднего и Ближнего Востока в Европу.

**Локальные дифференциальные подсистемы** имеют максимальные дальности действия от контрольно-корректирующих станций до 50-200 км. Локальные дифференциальные подсистемы обычно включают одну станцию,

аппаратуру управления и контроля (в том числе контроля целостности) и средства передачи данных.

К настоящему времени определились три основных класса локальных дифференциальных подсистем:

- морские локальные дифференциальные подсистемы для обеспечения мореплавания в проливных зонах, узкостях и акваториях портов и гаваней в соответствии с требованиями ИМО;
- авиационные локальные дифференциальные подсистемы для обеспечения захода на посадку и посадки самолетов по категориям ИКАО;
- локальные дифференциальные подсистемы для геодезических, землемерных и других специальных работ.

Морские локальные дифференциальные подсистемы, использующие всенаправленные средневолновые радиомаяки с дальностью до 200 км, размещены, в частности, по периметру острова Исландия, по побережью Италии и в ряде других мест. Предполагается, что сеть таких локальных дифференциальных подсистем, работающих по системам ГЛОНАСС и GPS, будет охватывать также все побережье России и акватории прилегающих морей.

Среднеквадратическая ошибка определения координат (с вероятностью более 0.95) 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 меньше 10 с.

В качестве примера авиационной локальной дифференциальной подсистемы можно привести системы D920/D930 фирмы DASA (ФРГ), работающие по сигналам GPS. Аппаратура D920 сертифицирована в соответствии со специальной категорией I, система D930 в состоянии удовлетворить требованиям I и II-й категорий ИКАО. Радиус действия этих систем доходит до 37 км.

Система D920 включает ККС с монитором, УКВ линию передачи данных с монитором (стандарт RTCA/DO-217), 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, локальная дифференциальная подсистема 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 до и после их излучения в эфир.

Общие характеристики локальной дифференциальной подсистемы D920 следующие: точность лучше 1.1 м; частота выдачи поправок 1 - 4 Гц; целостность  $1-3 \cdot 10^{-8}$ ; доступность 0.98; непрерывность  $1-3.8 \cdot 10^{-5}$ . Имеется встроенный контроль, осуществляется автономное функционирование с теленаблюдением, а также взаимодействие со службами УВД.

Важный, распространенный и весьма перспективный класс локальных дифференциальных подсистем составляют системы геодезического обеспечения с дальностью не более 50 км и сантиметровой—дециметровой точностью. 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.

### 10.3 Контрольно-корректирующие станции дифференциальных подсистем

К настоящему времени выпущено значительное число конкретных типов контрольно-корректирующих станций. Ниже дается общее представление о принципах построения таких станций на примере 24-х канальной станции, разработанной в Российском НИИ космического приборостроения (РНИИ КП) для осуществления мониторинга радионавигационных полей систем ГЛОНАСС и GPS и определения дифференциальных поправок.

Станция предназначена для решения следующих задач:

- непрерывного слежения за всеми "видимыми" спутниками систем 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 ГЛОНАСС, только GPS, совместно ГЛОНАСС и GPS;
- анализа составляющих погрешностей навигационных определений;
- контроля качества передаваемых навигационных радиосигналов и навигационных сообщений и контроля целостности;
- формирования дифференциальных поправок к навигационным радиосигналам "визируемых" спутников и признаков исправности их.

В состав станции входят:

- антенно-усилительный модуль;
- четыре 4-канальных ГЛОНАСС/GPS приемных устройства;
- четыре цифровых сигнальных процессора DSP-25U;
- компьютер обработки данных типа IBM PC 486.

Одноплатный сигнальный процессор DSP-25U выполнен на базе

микропроцессора TMS 320 C25. 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, блока управления каналами, блока стабилизации напряжения и частоты, вторичного источника питания.

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

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

МикроЭВМ (сигнальный процессор) DSP-25U управляется работой приемных устройств; платы DSP-25U вставлены в свободные слоты IBM PC 486.

Программное обеспечение контрольно-корректирующей станции включает:

- программное обеспечение процессора DSP-25U, призванное управлять аппаратной частью приемника и цифровой обработкой сигналов;
- программное обеспечение управляющего компьютера, предназначенное для управления DSP-25U, предварительной обработки и накопления данных измерений и навигационных сообщений и формирования дифференциальных поправок;
- программное обеспечение 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 осредненных
- навигационных определений плановых координат и высоты с анализом геометрии созвездий.

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

## 10.4 Разновидности дифференциального режима

Существует ряд признаков классификации разновидностей дифференциального режима:

- тип основных измерений:
  - фаза кода;
  - фаза несущей частоты сигнала;

- вид коррекции:
  - коррекция псевдодальности и псевдоскорости;
  - навигационных параметров, вычисляемых на их основе;
- место коррекции:
  - у потребителя;
  - в центре;
- средства передачи корректирующей информации.

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

### **Дифференциальный режим с коррекцией координат.**

Метод коррекции координат в дифференциальном режиме может использоваться в том случае, когда определения координат дифференциальной станцией и потребителем осуществляются по одному и тому же созвездию НС.

В этом случае дифференциальная поправка  $\Delta X_D = \hat{X}_D - X_D$ , где  $\hat{X}_D$  - оцененные в процессе текущих измерений,  $X_D$  - точно известные заранее векторы координат (геодезических, геоцентрических или Гаусса-Крюгера) дифференциальной станции. Потребитель, измерив свои координаты, использует эту поправку для их уточнения, применяя соотношение  $X = \hat{X} - \Delta X_D$ .

Дифференциальный режим с коррекцией координат требует незначительного объема передаваемой информации: например, по три поправки к координатам и к скоростям вместо 16 поправок к псевдодальностям и 16 поправок к псевдоскоростям. Он может использоваться потребителем на сравнительно небольших удалениях от дифференциальной станции и в сравнительно небольшие промежутки времени, а также для односторонней приемной аппаратуры дифференциальной станции и определяющегося объекта. При смене созвездия дифференциальной станции в принудительном порядке должно меняться и созвездие у потребителя.

### **Дифференциальный режим с использованием относительных координат.**

Во многих случаях, когда точная геодезическая привязка дифференциальных станций затруднена, дифференциальный режим может быть реализован при использовании относительных координат.

Если два объекта  $O_1$  и  $O_2$  определяют свои прямоугольные координаты  $X_1 = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix}$  и  $X_2 = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix}$  в номинальном режиме работы, то вектор координат  $O_2$  относительно  $O_1$  (вектор относительных координат) можно записать в виде

$$X_{21} = \begin{bmatrix} x_{21} \\ y_{21} \\ z_{21} \end{bmatrix}$$

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

Поскольку погрешности  $\Delta X_i$  ( $i = 1, 2$ ), 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.

Также, как и метод коррекции координат, метод использования относительных координат будет эффективен только на сравнительно небольших взаимных удалениях при работе O1 и O2 по одному и тому же созвездию навигационных спутников. В передаваемое сообщение должны при этом включаться координаты и скорости объекта, а также номера спутников используемого созвездия.

Возможен вариант, когда в передаваемое сообщение входят псевдодальности и псевдоскорости объекта, и расчет  $X_{21}$  может проводиться на основе разностей псевдодальностей и псевдоскоростей.

#### **Дифференциальный режим с использованием псевдоспутников.**

Одна из разновидностей дифференциального режима создается тогда, когда передаваемые дифференциальной станцией сигналы с поправками и другой информацией привязаны к местной шкале времени. Поскольку при учете дифференциальных поправок шкала времени потребителя также оказывается привязанной к шкале времени дифференциальной станции, принятые потребителем сигналы станции являются источником информации о взаимной дальности и скорости между потребителем и дифференциальной станцией.

В частном случае дифференциальная станция может излучать сигнал, аналогичный сигналу навигационного спутника, тогда ее называют **псевдоспутником**. Сигналы дифференциальной станции могут быть весьма информативными, например, в случае размещения дифференциальной станции под глиссадой, по которой заходит на посадку самолет. Вопросы оптимального размещения псевдоспутников рассмотрены в [150].

Использование псевдоспутников призвано скорректировать возможно плохие геометрические факторы ГЛОНАСС и GPS, если они возникают.

В качестве критерия в [150] использовался взвешенный коэффициент геометрии  $WDOP = (2VDOP + HDOP)/3$ , где VDOP - вертикальный геометрический фактор, HDOP - горизонтальный геометрический фактор.

Разработанная в [150] программа расчетов на ЭВМ позволила дать предложения по оптимальному размещению одного и двух псевдоспутников относительно аэропорта Сан-Франциско. При этом снижены значения максимально возможных VDOP и HDOP для системы GPS (21 HC) от 15.6 до

2.26 и от 7.71 до 2.36 соответственно. В случае двух псевдоспутников максимально возможный  $VDOP = 1.66$ .

## 10.5 Широкозонные дифференциальные подсистемы

Для обеспечения ряда задач, таких как: взлет, заход на посадку и посадка самолетов, навигация вертолетов, необходима повышенная точность навигации, величина которой не должна превышать 2-8 метров. В настоящее время такую высокую точность определения положения обеспечивает спутниковая навигация совместно с дифференциальной коррекцией. Причем такая точность навигации должна обеспечиваться на очень большой территории, например, Европа или США. Применение локальных или региональных систем затруднено из-за необходимости размещения огромного числа базовых станций, формирующих и передающих дифференциальные поправки. Поэтому для обеспечения высокоточной навигации в большом регионе применяется широкозонная дифференциальная система. В данной системе передача корректирующих дифференциальных поправок осуществляется при помощи геостационарных спутников. Примером такой широкозонной дифференциальной системы являются действующая в США система WAAS (Wide Area Augmentation System), описание которой приводится ниже.

**Основные компоненты системы WAAS.** Система WAAS расширяет возможности системы GPS на основе передачи через геостационарные спутники (GEO) дополнительных данных. Эти WAAS-сообщения корректируют обычные GPS-навигационные измерения, что позволяет определить свои координаты с более высокой точностью. Помимо корректирующих поправок WAAS-сообщения несут информацию о достоверности GPS-измерений и позволяют более оперативно информировать о неисправностях в навигационных спутниках GPS. Геостационарные спутники также можно использовать как навигационные наряду со спутниками GPS, что улучшает геометрический фактор рабочего созвездия потребителя. Заметим, что система WAAS позволяет также передавать корректирующие данные для системы ГЛОНАСС; в WAAS-сообщениях зарезервирована соответствующая возможность.

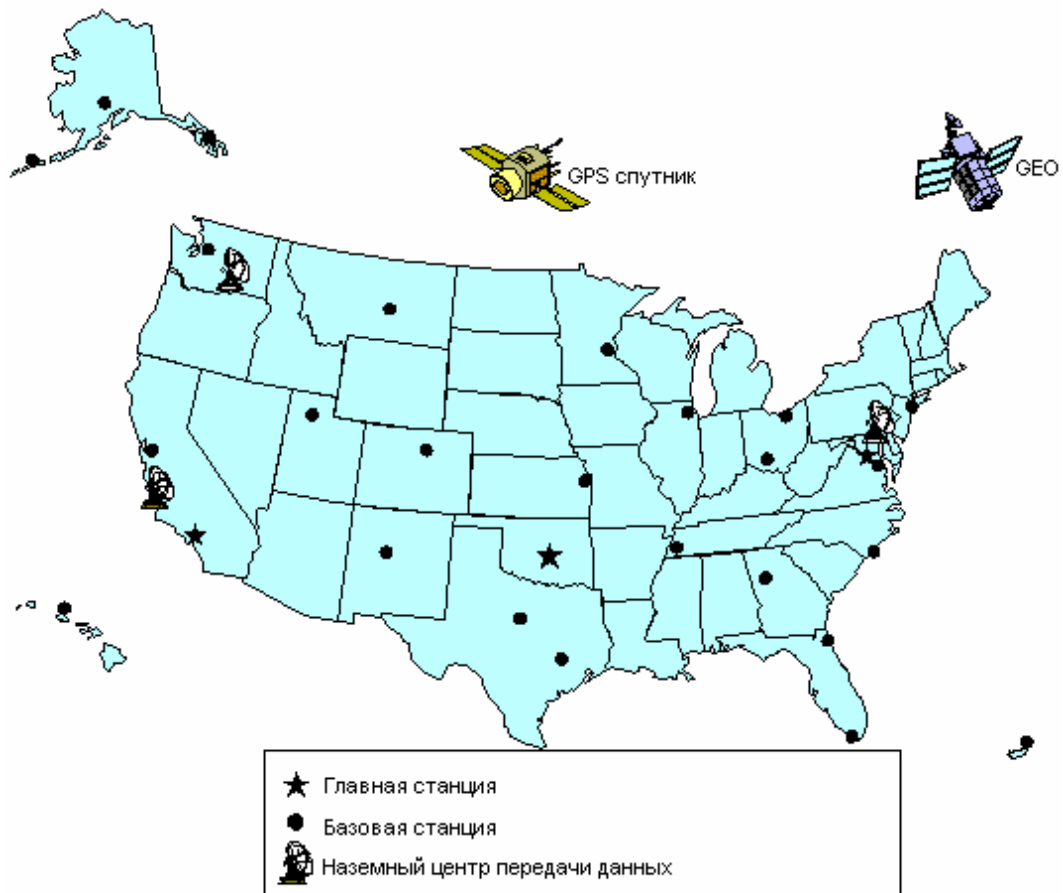


Рис. 8.1. Основные компоненты системы WAAS.

Основные компоненты системы WAAS на примере действующей в тестовом режиме в США системы представлены на рисунке 8.1.

Задача базовых станций системы WAAS – это определение ионосферных поправок для данной местности, как и в локальной дифференциальной коррекции. Количество базовых станций приблизительно равно 25.

Главные станции обеспечивают вычисление альманаха и эфемерид для GEO-спутников. Также главные станции на основе данных от многочисленных базовых станций вырабатывают интегральные ионосферные поправки, которые можно использовать в любой точке региона, обслуживаемого системой WAAS. Заметим, что главные станции в том числе выполняют функции базовых станций. Помимо ионосферных поправок, на главных станциях вычисляются корректирующие поправки к параметрам орбит всех навигационных спутников – GPS и GEO. Также уточняются параметры бортовых часов навигационных спутников и определяется пригодность спутников и точность измерения дальностей до них.

Наземные центры передачи данных обеспечивают непрерывную закладку WAAS-сообщений на борт каждого GEO-спутника.



Блок-схема работы всего наземного комплекса системы WAAS представлена на рисунке 8.2.

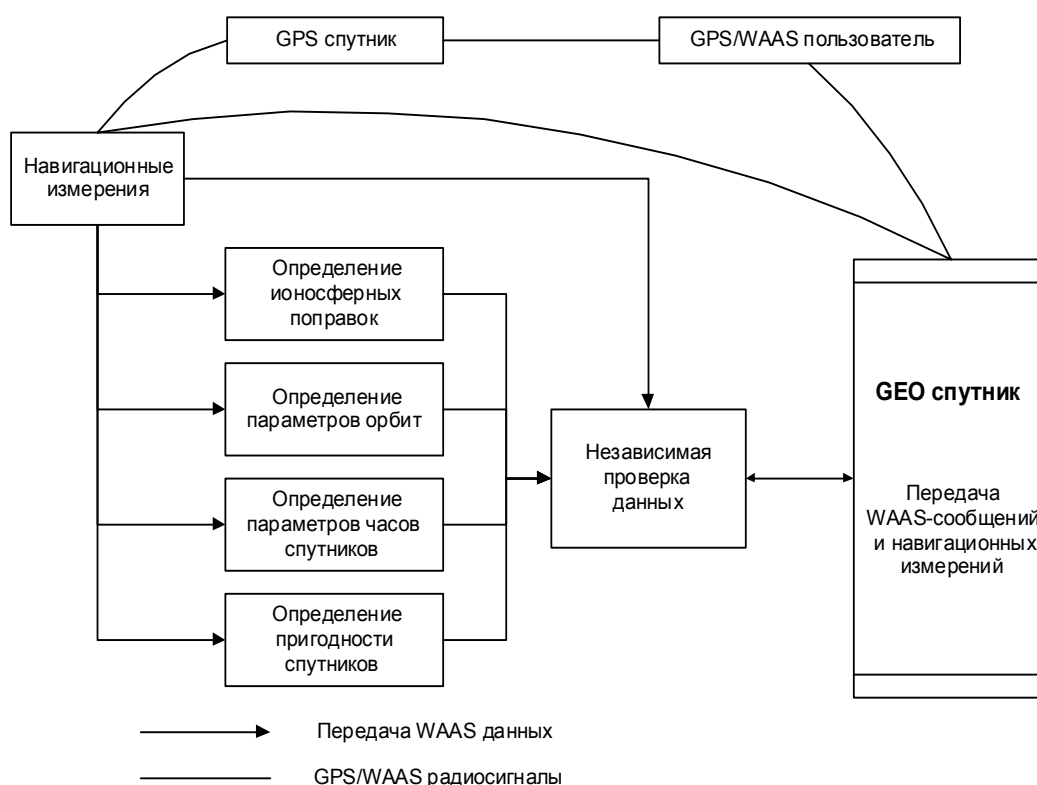


Рис. 8.2. Блок-схема наземного комплекса системы WAAS

WAAS-сигнал передается на частоте GPS L1 (1575.42 MHz). Скорость передачи WAAS-данных составляет 500 символов в секунду. При передаче данных используется тот же принцип, что и в GPS – 1023 битовый PRN код (идентификационный код). Это дает возможность для разработчиков навигационных приемников легко интегрировать WAAS-возможности в существующие GPS-приемники. Для этого достаточно выделить два-три канала для приема данных от GEO спутников. Заметим, что в настоящее время практически является стандартом выпуск 12-канальных GPS-приемников. А если учесть, что максимальное число видимых потребителю GPS-спутников не превышает 8-10, то использование двух-трех каналов для приема WAAS-сообщений не ухудшит геометрический фактор потребителя.

В настоящее время передача WAAS-данных осуществляется через геостационарные спутники INMARSAT. По крайней мере четыре спутника INMARSAT – AOR-E, AOR-W, IOR-E и POR осуществляют непрерывную передачу WAAS-данных. В таблице 8.2 приведены значения PRN-кода, орбитальной долготы, дата запуска и дата ввода в эксплуатацию этих спутников.

Таблица 8.2. Спутники INMARSAT, передающие WAAS-данные

| PRN     | Название          | Орбитальная долгота | Дата запуска | Носитель          | Дата ввода в эксплуатацию |
|---------|-------------------|---------------------|--------------|-------------------|---------------------------|
| 120     | INMARSAT AOR-E    | W 15.5 °            | 6.9.96       | Протон Д-1-Е      | 13.10.96                  |
| 121     |                   |                     |              |                   |                           |
| 122     | INMARSAT AOR-W    | W 54 °              | 3.6.97       | Ариан 4           | 26.07.97                  |
| 123-125 |                   |                     |              |                   |                           |
| 126     | Inmarsat Reserved | нет данных          | 3.2.98       | Ариан 4           | нет данных                |
| 127-128 |                   |                     |              |                   |                           |
| 129     | MTSAT-1           |                     |              |                   |                           |
| 130     |                   |                     |              |                   |                           |
| 131     | INMARSAT IOR-E    | E 64 °              | 3.4.96       | Атлас Центавр IIA | 11.5.96                   |
| 132-133 |                   |                     |              |                   |                           |
| 134     | INMARSAT POR      | E 178 °             | 18.12.96     | Атлас Центавр IIA | 25.01.97                  |
| 135-136 |                   |                     |              |                   |                           |
| 137     | MTSAT-2           |                     |              |                   |                           |
| 138     |                   |                     |              |                   |                           |

Из-за проблем с ракетоносителем РН-2А ввод в строй системы MSAS дважды откладывался. Ожидается, система MSAS вступит в строй к концу 2004г. Как уже ранее отмечалось, основной потребитель системы WAAS – это авиация. Использование GPS/WAAS навигационного приемника позволяет самолету определить положение и скорость на любых режимах полета, в том числе осуществить точную посадку по I категории. В таблице 8.3 приведены требования, обеспечивающие точную посадку самолета по I категории.

Таблица 8.3. Требования для посадки самолета по I категории

| Требование                      | Вся система           | Навигационная система | GPS/WAAS оборудование              |
|---------------------------------|-----------------------|-----------------------|------------------------------------|
| Пригодность                     | Не определена         | Не определена         | 0.999                              |
| Точность                        |                       |                       |                                    |
| Горизонтальное положение (95%)  | 33.5 м                | 7.6 м                 | менее 7.6 м                        |
| Вертикальное положение (95%)    | 9.8 м                 | 7.6 м                 | менее 7.6 м                        |
| Псевдодальность (95%)           | Не определена         | Не определена         | 1.2 м                              |
| Достоверность данных            |                       |                       |                                    |
| Вероятность риска               | Не определена         | Не определена         | $10^{-7}$ / посадку                |
| Время обнаружения неисправности | Не определено         | Не определено         | 5.2 сек                            |
| Вероятность навигации           | $1-10^{-4}$ / посадку | $1-10^{-4}$ / посадку | $1-(5.5 \times 10^{-5})$ / посадку |

Для обеспечения подобных высоких точностей система WAAS обеспечивает передачу большого количества всевозможных поправок или коррекций,

применение которых повышает точность навигационных измерений. Помимо улучшения качества навигационного обслуживания система WAAS передает данные, позволяющие вычислить по специальной методике точность определения положения потребителя, поскольку для авиационного потребителя необходимо знать степень достоверности навигационных данных.

Система WAAS для оценки точности определения положения потребителя использует следующие показатели:

- HAL (*Horizontal Alert Limit*) – радиус круга в горизонтальной плоскости с центром в точке реального положения потребителя; вероятность нахождения в круге составляет  $1 \cdot 10^{-7}$  / час полета с учетом того, что интегральный отказ системы GPS не более, чем  $10^{-4}$  / час.
- VAL (*Vertical Alert Limit*) – половина длины отрезка в вертикальном направлении с центром в точке реального положения потребителя; вероятность принадлежности этому отрезку составляет  $1 \cdot 10^{-7}$  / час полета с учетом того, что интегральный отказ системы GPS не более, чем  $10^{-4}$  / час.
- HPL<sub>FD</sub> (*Horizontal Protection Level<sub>Fault Detection</sub>*) – радиус круга в горизонтальной плоскости с центром в точке реального положения потребителя; нахождение в этом круге определяется алгоритмом Fault Detection. Данная величина зависит от геометрического фактора и от оценок ошибок измерений и не зависит от реальных измерений.
- VPL<sub>FD</sub> (*Vertical Protection Level<sub>Fault Detection</sub>*) – половина длины отрезка в вертикальном направлении с центром в точке реального положения потребителя; принадлежность этому отрезку определяется алгоритмом Fault Detection. Данная величина зависит от геометрического фактора и от оценок ошибок измерений и не зависит от реальных измерений.
- HPL<sub>WAAS</sub> (*Horizontal Protection Level<sub>WAAS</sub>*) – радиус круга в горизонтальной плоскости с центром в точке реального положения потребителя; величина этого радиуса определяется на основе оценок ошибок, которые вычисляются при помощи WAAS-данных.
- VPL<sub>WAAS</sub> (*Vertical Protection Level<sub>WAAS</sub>*) – половина длины отрезка в вертикальном направлении с центром в точке реального положения потребителя; величина этого отрезка определяется на основе оценок ошибок, которые вычисляются при помощи WAAS-данных.

Применение данных оценок точности, в первую очередь HPL<sub>WAAS</sub> и VPL<sub>WAAS</sub>, дает возможность потребителю получить количественную характеристику качества навигационного обслуживания. И в зависимости от их величины определяются навигационные режимы полета, которые представлены в таблице 8.4.

Таблица 8.4. Навигационные режимы полета

| Данные                     | HPL <sub>WAAS</sub> , м | VPL <sub>WAAS</sub> , м |
|----------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Полет по маршруту          | 1852 (1 NM)             | -                       |
| Полет до пункта назначения | 1852 (1 NM)             | -                       |
| Грубая посадка             | 555 (0.3 NM)            | 555 (0.3 NM)            |
| Точная посадка             | 10-15                   | 10-15                   |

NM – nautical mile (морская миля) = 1852 м.

**Сообщения системы WAAS.** В таблице 8.5 представлены WAAS-сообщения, которые передаются GEO-спутниками. Эти данные передаются 250-битными блоками. С учетом дополнительной информации время передачи каждого блока составляет 1 секунду. Каждый блок начинается с 8-битного заголовка, затем следует 6-битный идентификационный номер, определяющий тип (или номер) сообщения. Длина поля данных составляет 212 бит. А завершают каждый блок 24-е бита четности, которые позволяют проверить правильность принимаемых данных, а в некоторых случаях и восстановить данные.

Таблица 8.5. WAAS-сообщения

| Тип   | Назначение  |
|-------|---|
| 0     | Данный GEO использовать нельзя (используется при тестировании WAAS) |
| 1     | PRN маска   |
| 2-5   | Быстрая (кратковременная) коррекция                                 |
| 6     | Информация о достоверности данных                                   |
| 7     | Фактор изменения быстрой коррекции                                  |
| 8     | Зарезервировано для будущих сообщений                               |
| 9     | Параметры GEO спутника (X, Y, Z, время, и т.д.)                     |
| 10    | Дополнительные параметры  |
| 11    | Зарезервировано для будущих сообщений                               |
| 12    | Смещение между WAAS-временем и UTC                                  |
| 13-16 | Зарезервировано для будущих сообщений                               |
| 17    | Альманах GEO спутника   |
| 18    | Маска для ионосферной коррекции                                     |
| 19-23 | Зарезервировано для будущих сообщений                               |
| 24    | Дублирование быстрой и долговременной коррекций                     |
| 25    | Долговременная коррекция  |
| 26    | Ионосферная коррекция   |
| 27    | Сервисное WAAS сообщение  |
| 28-61 | Зарезервировано для будущих сообщений                               |
| 62    | Тестовое сообщение  |
| 63    | Нулевое (пустое) сообщение  |

Данные сообщения передаются с различной частотой – в зависимости от старения информации, либо если необходимо передать срочное сообщение. Например, если обнаруживается неисправность в каком-либо GEO-спутнике,

то немедленно передается сообщение WAAS сообщение 0 с соответствующим PRN-кодом. В таблице 8.6 приведены данные о интервалах обновления данных и о времени, в течение которого можно использовать те или иные WAAS-данные.

Таблица 8.6. Временные интервалы WAAS-сообщений

| Данные                | Тип сообщения | Максимальный интервал обновления данных (секунды) | Время старения данных для обычных режимов полета (секунды) | Время старения данных для режима точной посадки (секунды) |
|-----------------------|---------------|---|--|---|
| Тестирование          | 0             | 6   | -  | -   |
| PRN маска             | 1             | 60  | -  | -   |
| Быстрая корр.         | 2-5, 24       | 60  | 18 *   | 12 *  |
| Долговременная корр.  | 24, 25        | 120   | 360  | 240   |
| GEO данные            | 9             | 120   | 360  | 240   |
| Изменение параметров  | 7,10          | 120   | 360  | 240   |
| Ионосферная маска     | 18            | 300   |  |   |
| Ионосферная коррекция | 26            | 300   | 600  | 600   |
| UTC данные            | 12            | 300   | -  | -   |
| Альманах              | 17            | 300   | -  | -   |

\* Для быстрой коррекции время старения может быть уменьшено путем передачи соответствующих данных в сообщении 7.

Приведем краткое описание некоторых передаваемых WAAS сообщений.

**WAAS сообщение 0.** Это нулевой тип сообщения и передается только при тестировании системы WAAS либо при тестировании нового спутника.

Пользователю нельзя использовать сигнал от данного спутника.

**WAAS сообщение 1.** Это сообщение содержит информацию о PRN-масках всех спутниках, для которых передаются WAAS корректирующие поправки. Первое сообщение состоит из следующих друг за другом 210-битных слотов. Описание данных данного сообщения приведено в таблице 8.7.

Длина PRN-маски составляет 51 бит, что позволяет передавать корректирующие данные для 51 спутника: GPS, GEO и ГЛОНАСС.

Таблица 8.7. WAAS сообщение 1

| PRN – слот | Назначение                                   |
|------------|--|
| 1-37       | GPS  |
| 38-61      | ГЛОНАСС                                      |
| 62-119     | Зарезервировано для GNSS                     |
| 120-138    | GEO/WAAS                                     |
| 139-210    | Зарезервировано для GNSS/GEO/WAAS/Pseudolite |

**WAAS сообщения 2 – 5.** Быстрая коррекция содержит информацию о коррекции измеренных дальностей до навигационных спутников, в том числе и до GEO-спутников. Данная коррекция применяется при помощи следующей формулы:

$$PR_{corrected}(t) = PR_{measured}(t) + PRC_f(t_{of}) + RRC \times (t - t_{of})$$

где  $PR_{measured}$  – измеренная дальность до спутника

$PRC_f$  - коррекция, содержащаяся в сообщении 2-5

$t$  - текущее время

$t_{of}$  - опорное время или время применения коррекции

$$RRC(t_{of}) = \frac{PRC_{current} - PRC_{previous}}{\Delta t}$$

$$\Delta t = (t_{of} - t_{of,previous})$$

Данная коррекция позволяет компенсировать быстроизменяющиеся ошибки в определении дальности до спутника, в основном вносимыми селективным доступом.

Помимо корректирующих поправок WAAS-сообщение 2-5 содержит данные о точности измерения дальности до спутников – UDRE (User Differential Range Estimate), что позволяет потребителю определить точность навигации.

**WAAS сообщение 6.** Это сообщение также содержит информацию о точности измерения дальности до спутников – UDRE. Помимо этого, в сообщении 6 включены данные, позволяющие определить целостность всех данных. В частности, если становится доступным новый спутник, то это отражается в сообщении 6.

**WAAS сообщение 7.** Данное сообщение содержит данные о времени старения быстрой коррекции и фактор изменения величины быстрой и долговременной коррекций.

**WAAS сообщение 9.** Сообщение включает в себя данные о положении, скорости и ускорении геостационарного спутника в Гринвичской прямоугольной системе координат ECEF. Также включены данные о бортовых часах спутника и данные о точности измерений – параметр URA (User Range Accuracy). На основе данных сообщения 9 положение GEO-спутника для момента времени  $t_k$  определяется по следующей формуле (здесь  $t_k$  – текущее время суток):

$$\begin{bmatrix} X_{Gk} \\ Y_{Gk} \\ Z_{Gk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} (t_k - t_0) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} (t_k - t_0)^2 \quad (8.1)$$

**WAAS сообщение 10.** Сообщение 10 передает ряд вспомогательных данных, используемых для определения точности навигации.

**WAAS сообщение 12.** Сообщение 12 содержит данные о смещении времени WNT (WAAS Network Time) относительно времени UTC, являющееся базовым для системы GPS. Данное смещение не превышает 30 наносекунд. Также это сообщение в будущем будет содержать величину смещения между WNT и временем системы ГЛОНАСС.

**WAAS сообщение 17.** Сообщение 17 содержит альманах трех GEO-спутников. Это сообщение повторяется, чтобы передать альманах для всех геостационарных спутников, число которых достигает 19 (см. таблицу 8.6). Для несуществующих GEO-спутников их PRN-маска равна 0 и соответствующие данные игнорируются. Альманах содержит данные о статусе и состоянии спутника, а также идентификационный номер сервис-провайдера, обеспечивающий закладку данных на борт геостационарного спутника. Данные о провайдерах представлены в таблице 8.8.

Таблица 8.8. Идентификационные номера сервис-провайдеров.

| ID   | Сервис-провайдер |
|------|------------------|
| 0    | WAAS             |
| 1    | EGNOS            |
| 2    | MSAS             |
| 3-15 | Зарезервировано  |

**WAAS сообщения 24-25.** Сообщения 24 и 25 передают данные для компенсации медленно изменяющихся ошибок знания эфемерид спутника и его часов. Эти сообщения не передаются для GEO-спутников, поскольку сообщение 9 позволяет компенсировать медленно меняющиеся ошибки эфемерид и бортовых часов геостационарного спутника.

Сообщение номер 24 также содержит данные о быстро меняющихся коррекциях.

**WAAS сообщения 18 и 26.** Эти два сообщения позволяют вычислить ионосферную задержку распространения сигнала (на частоте L1) навигационного спутника и ее точность.

**WAAS сообщение 27.** Сервисное сообщение 27 содержит данные о значении параметра UDRE для определенного района-круга, который задается координатами центра и радиусом. Это дает возможность потребителю более точно определять качество навигационного обслуживания, то есть степень достоверности нахождения фазового вектора. Это сообщение может

содержать информацию об интегральном качестве всей системы WAAS. **WAAS сообщения 62 и 63.** Сообщение 62 используется для тестирования некоторых компонент системы WAAS и пользователь его не обрабатывает. Сообщение 63 передается в том случае, если нет других сообщений; пользователь его также игнорирует.

**Определение точностных характеристик навигационного определения для режима точной посадки** основывается на данных, содержащихся в WAAS-сообщениях и геометрии рабочего созвездия.

Значения величин  $HPL_{WAAS}$  и  $VPL_{WAAS}$  определяются по следующим формулам:

$$HPL_{WAAS} = 6.0 \cdot d_{major} \quad (8.2)$$

$$VPL_{WAAS} = 5.53 \cdot d_v \quad (8.3)$$

где:

$$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i}^2 \sigma_i^2, \quad d_{xy}^2 = \sum_{i=1}^N s_{x,i} \cdot s_{y,i} \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^N s_{y,i}^2 \sigma_i^2, \quad d_v^2 = \sum_{i=1}^N s_{v,i}^2 \sigma_i^2$$

$N$  – количество спутников в рабочем созвездии или, что тоже, число дальномерных измерений до спутников

$\sigma_i^2$  - дисперсия ошибки измерения дальности до  $i$ -спутника

Матрица  $S$  определяется как:

$$S \equiv \begin{bmatrix} s_{x,1} & s_{x,2} & \dots & s_{x,N} \\ s_{y,1} & s_{y,2} & \dots & s_{y,N} \\ s_{v,1} & s_{v,2} & \dots & s_{v,N} \\ s_{t,1} & s_{t,2} & \dots & s_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W$$

где:

$$G_i = [\cos El_i \cos Az_i \quad \cos El_i \sin Az_i \quad \sin El_i \quad 1] - i\text{-я строка матрицы } S,$$

$El_i$  и  $Az_i$  - соответственно, угол возвышения и азимут  $i$ -го спутника,



$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \dots & \dots & \dots & 0 \\ 0 & w_2 & \dots & \dots & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & \dots & w_N \end{bmatrix} \quad - \text{весовая матрица.}$$

Матрица  $G$  - геометрическая матрица или матрица проекций.

Вычисление дисперсии ошибки измерения дальности и весовых элементов производится при помощи следующих соотношений:

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2, \quad (8.4)$$

$$w_i = \sigma_{i,UDRE}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2, \quad (8.5)$$

где:

$\sigma_{i,flt}^2$  - дисперсия ошибки в измерении дальности, компенсируемая быстрой (кратковременной) и долговременной коррекциями;

$\sigma_{i,UIRE}^2$  - дисперсия ошибки в измерении дальности, вносимая ионосферной рефракцией;

$\sigma_{i,air}^2$  - дисперсия ошибки в измерении дальности, вносимая шумами приемника и многолучевостью;

$\sigma_{i,tropo}^2$  - дисперсия ошибки в измерении дальности, вносимая тропосферной рефракцией;

$\sigma_{i,UDRE}^2$  - дисперсия ошибки в измерении дальности, компенсируемая быстрой (кратковременной) и долговременной коррекциями и не компенсируемая ионосферной коррекцией.

Ниже приводятся алгоритмы для вычисления этих величин.

### Вычисление дисперсии ошибки, компенсируемой быстрой и

долговременной коррекциями. Величина  $\sigma_{i,flt}^2$  находится при помощи следующей формулы:

$$\sigma_{i,flt}^2 = \begin{cases} (\sigma_{UDRE} + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{lrc} + \varepsilon_{er})^2, & \text{если } RSS_{UDRE} = 0 \\ \sigma_{UDRE}^2 + \varepsilon_{fc}^2 + \varepsilon_{rrc}^2 + \varepsilon_{lrc}^2 + \varepsilon_{er}^2, & \text{если } RSS_{UDRE} = 1 \end{cases}$$

где

$RSS_{UDRE}$  - root-sum-square флаг из сообщения 10

$\sigma_{UDRE}$  - модельный параметр из сообщений 2-6, 24

$\varepsilon_{fc}$  - величина изменения быстрой коррекции

$\varepsilon_{rrc}$  - величина изменения параметра  $RRC$

$\varepsilon_{lrc}$  - величина изменения долговременной коррекции

$\varepsilon_{er}$  - параметр, применяемый в режиме полета по маршруту, терминальном режиме и при грубой посадке.

**Изменение быстрой коррекции  $\varepsilon_{fc}$ .** Данная величина определяется в соответствии с формулой:

$$\varepsilon_{fc} = a(t - t_u + t_{lat})^2 / 2$$

где

$a$  - фактор изменения быстрой коррекции из сообщения 7

$t$  - текущее время

$t_u$  - время приема последних UDRE данных (WAAS сообщения 2-6,

24)

$t_{lat}$  - время состояния системы из сообщения 7

**Изменение параметра  $RRC$ .** Величина  $\varepsilon_{rrc}$  - изменение параметра  $RRC$  - находится из следующих соотношений:

Если  $IODF_{current} < > 3$  и  $IODF_{previous} < > 3$

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{если } (IODF_{current} - IODF_{previous}) \text{ MOD } 2 = 1 \\ \left( \frac{a \cdot I_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) (t - t_{of}), & \text{если } (IODF_{current} - IODF_{previous}) \text{ MOD } 2 \neq 1 \end{cases}$$

Если хотя бы один  $IODF = 3$  ( $IODF_{current} = 3$  или  $IODF_{previous} = 3$ )

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| = 0 \\ \left( \frac{a \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right|}{2} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t} \right) (t - t_{of}), & \text{если } \left| \Delta t - \frac{I_{fc}}{2} \right| \neq 0 \end{cases}$$

здесь

$a$  – фактор изменения быстрой коррекции из сообщения 7

$t$  – текущее время

$I_{fc}$  – время старения (time-out) быстрой коррекции из сооб.7

$B_{rrc}$  – параметр из Сообщения 10

$IODF$  – значение  $IODF$  соответствующего сообщения 2-5

$\Delta t = (t_{of} - t_{of,previous})$

$t_{of}$  – время применения быстрой коррекции, соответственно, текущей или предыдущей.

**Изменение долговременной коррекции.** Величина изменения

долговременной коррекции  $\varepsilon_{lrc}$  определяется по-разному для GPS и GEO

спутников.

Для GPS спутников значение этой величины зависит от кода скорости (*Velocity Code*), включаемого в WAAS сообщения 24 и 25:

- *Velocity Code*=1

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc\_lsb} + C_{lrc\_v1} \cdot \max(0, t_O - t, t - t_O - I_{lrc\_v1})$$

где

$t$  – текущее время

$t_O$  – время применения долговременной коррекции

$I_{lrc\_v1}$ ,  $C_{lrc\_lsb}$ ,  $C_{lrc\_v1}$  – параметры WAAS сообщения 10

- *Velocity Code*=0

$$\varepsilon_{lrc} = C_{lrc\_v0} \left\lfloor \frac{t - t_{lrc}}{I_{lrc\_v0}} \right\rfloor$$

где

$t$  – текущее время

$t_{lrc}$  – время передачи первого бита долговременной коррекции

$I_{lrc\_v0}$ ,  $C_{lrc\_v0}$  – параметры WAAS сообщения 10

$\lfloor x \rfloor$  – целая часть величины  $x$

Для GEO спутников величина изменения долговременной коррекции  $\varepsilon_{lrc}$  вычисляется по формуле:

$$\varepsilon_{lrc} = C_{geo\_lsb} + C_{geo\_v} \cdot \max(0, t_O - t, t - t_O - I_{geo})$$

где

$t$  – текущее время

$t_O$  – время применения долговременной коррекции

$I_{geo}$ ,  $C_{geo\_lsb}$ ,  $C_{geo\_v}$  – параметры WAAS сообщения 10.

**Определение параметра  $\varepsilon_{er}$ .** Данный параметр равен 0, если время старения (time-out) для быстрой и долговременной коррекции удовлетворяют требованиям точной посадки. Иначе,

$$\varepsilon_{er} = C_{er}$$

где  $C_{er}$  – параметр из WAAS сообщения 10.

Вычисление дисперсии ошибки в измерении дальности, вносимой ионосферной рефракцией. Определение дисперсии  $\sigma_{i,UIRE}^2$  ошибки в измерении дальности, вносимой ионосферной рефракцией, в системе WAAS основывается на данных об ионосферных ошибках, вычисленных для сети опорных точек. Расстояние между опорными точками составляет  $5^0$ - $10^0$ , в

зависимости от широты опорных точек. При вычислении  $\sigma_{i,UIRE}^2$  пользователь выбирает ближайшие к нему опорные точки (число их 3 или 4) и проводит интерполяцию данных.

Величина  $\sigma_{i,UIRE}^2$  находится при помощи следующей формулы:

$$\sigma_{UIRE}^2 = F_{PP}^2 \cdot \sigma_{UIVE}^2,$$

$F_{PP}$  - фактор наклона – вычисляется следующим образом:

$$F_{PP} = \left[ 1 - \left( \frac{R_e \cos El}{R_e + h_I} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}}$$

где  $R_e$  – радиус Земли,

$h_I$  – высота слоя максимальной электрической плотности, равная 350 км.

Величина  $\sigma_{UIVE}^2$  вычисляется на основе интерполяции данных  $k$ -точек,  $k$  равно 3 или 4:

$$\sigma_{UIVE}^2 = \sum_{n=1}^k W_n(x_{pp}, y_{pp}) \cdot \sigma_{n,ionogrid}^2$$

а дисперсии  $\sigma_{n,ionogrid}^2$  ошибок измерения дальности, вносимые ионосферной рефракцией, для ближайших  $k$  опорных точек определяются на основе WAAS-данных:

$$\sigma_{ionogrid}^2 = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{если } RSS_{iono} = 0 \\ (\sigma_{GIVE}^2 + \varepsilon_{iono}^2), & \text{если } RSS_{iono} = 1 \end{cases}$$

где  $\sigma_{GIVE}$  - параметр сообщения 10

$$\varepsilon_{iono} = C_{iono\_step} \left[ \frac{t - t_{iono}}{I_{iono}} \right] + C_{iono\_ramp}(t - t_{iono})$$

$C_{iono\_step}$ ,  $C_{iono\_ramp}$ ,  $I_{iono}$ ,  $RSS_{iono}$  – параметры WAAS сообщения 10

$t$  - текущее время

$t_{iono}$  – время передачи первого бита ионосферной коррекции.

Вычисление дисперсии ошибки в измерении дальности, вносимой шумами приемника и многолучевостью. Поскольку высоты орбит геостационарных и GPS спутников отличаются приблизительно в два раза, то и дисперсии  $\sigma_{air}^2$  ошибки в измерении дальности, вносимой шумами приемника и многолучевостью, вычисляются для GPS и GEO спутников по-разному:

- для GPS спутников (или ГЛОНАСС спутников)

$$\sigma_{air}^2 = (0.16 + 0.23e^{-(El/19.6)})^2$$

- для GEO спутников

$$\sigma_{air}^2 = (0.16 + 0.23e^{-(El/19.6)} + 0.15)^2$$

здесь  $El$  – угол возвышения спутника над горизонтом, выраженный в градусной мере.

**Вычисление дисперсии ошибки в измерении дальности, вносимой тропосферной рефракцией.** Модель ошибки в измерении дальности, вносимой тропосферной рефракцией, для WAAS системы точно такая же, как и для GPS-измерений, поэтому величина ее дисперсии  $\sigma_{i,tropo}^2$  вычисляется по формуле:

$$\sigma_{tropo}^2 = (0.12 \cdot m(El))^2$$

где

$$m(El) = \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2(El)}}$$

Необходимо заметить, что данную схему вычисления дисперсии ошибки в измерении дальности, вносимой тропосферной рефракцией, можно применять при углах возвышения спутника над горизонтом не менее  $5^\circ$ . Таким образом, теперь можно вычислить величины (8.4) и (8.5), а затем и  $HPL_{WAAS}$ ,  $VPL_{WAAS}$  для режима точной посадки.

В таблице 8.9 указаны типы WAAS сообщений, используемые в режиме точной посадки (центральный столбец).

**Вычисление  $HPL_{WAAS}$  и  $VPL_{WAAS}$  для обычных режимов полета.** Здесь обсуждается вопрос вычисления точностных характеристик навигационного определения: для режима грубая посадка, полет до пункта назначения и полет по маршруту.

Для обычных режимов полета использование WAAS сообщений 10, 18 и 26 является не обязательным.

В сводной таблице 8.9 приведены типы WAAS сообщений, данные которых должны применяться для оценки точности и для определения положения в режиме точной посадки и в обычных режимах полета.

Таблица 8.9. Сообщения, используемые при различных режимах полета

| Тип данных                | Точная посадка   | Обычный режим полета                         |
|---------------------------|--|--|
| PRN-маска                 | WAAS сообщение 1   | WAAS сообщение 1                             |
| Время старения            | WAAS сообщение 7   | WAAS сообщение 7                             |
| Сервис-Провайдер          | WAAS сообщение 17  | WAAS сообщение 17                            |
| $\sigma_{UDRE}$           | WAAS сообщения 2-5,24                                    | WAAS сообщения 2-5,24                        |
| $\sigma_{UIRE}$           | WAAS сообщения 10,18,26                                  | GPS данные                                   |
| $\sigma_{ft}$             | WAAS сообщения 2-5,<br>7,9,10,24,25                      | WAAS сообщения 2-5, 24                       |
| $\sigma_{air}$            | GPS данные   | GPS данные                                   |
| $\sigma_{tropo}$          | GPS данные   | GPS данные                                   |
| Тропосферная коррекция    | GPS данные   | GPS данные                                   |
| Ионосферная коррекция     | WAAS сообщения 18, 26                                    | GPS данные                                   |
| Определение положения     | WAAS сообщения 2-5,<br>9,24,25                           | WAAS сообщения 2-5,<br>9,24,25               |
| Дополнительные<br>данные* | WAAS сообщения 6, 27                                     | WAAS сообщения 6, 27                         |
| Все                       | WAAS сообщения 1,2-5,<br>7,9,10,17,18,24,25,26<br>6*,27* | WAAS сообщения<br>1,2-5,7,9,17,24,25, 6*,27* |

\* - Данные, передаваемые в WAAS сообщениях 6 и 27, не требуются для определения положения или для оценки точности, но если эти сообщения передаются, то аппаратура потребителя должна их обрабатывать.

Вычисление величин  $HPL_{WAAS}$  и  $VPL_{WAAS}$  для обычных режимов почти точно такой же, как и для режима точной посадки. Но есть два отличия.

Первое отличие заключается в значении коэффициента при вычислении горизонтальной точности  $HPL_{WAAS}$  в обычных режимах полета:

$$HPL_{WAAS} = 6.18 \cdot d_{major}$$

$$VPL_{WAAS} = 5.53 \cdot d_v$$

Второе отличие для обычных навигационных режимов от режима точной посадки заключается в том, что могут отсутствовать WAAS-сообщения 10, 18 и 26. Это возможно, если полет происходит около границ зоны обслуживания WAAS системы. И в этом случае используется более упрощенный алгоритм оценки точности. Если же сообщения 10, 18 и 26 доступны, то навигационный алгоритм для обычных режимов полета соответствует алгоритму для режима точной посадки.

Укажем отличия в вычислениях некоторых величин для обычных режимов полета в случае, если сообщения 10, 18 и 26 не доступны:

1. вычисление дисперсии  $\sigma_{i,ft}^2$  ошибки, компенсируемой быстрой и долговременной коррекциями, производится по упрощенной формуле:

$$\sigma_{i,ft}^2 = (\sigma_{i,UDRE} + 8m)^2$$

где  $\sigma_{UDRE}$  - модельный параметр из сообщений 2-6, 24

2. определение дисперсии  $\sigma_{i,UIRE}^2$  ошибки в измерении дальности, вносимой ионосферной рефракцией, основывается на данных, содержащихся в GPS Сообщениях:

$$\sigma_{UIRE}^2 = \max \left\{ \left( \frac{T_{iono}}{5} \right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2 \right\}$$

где

$T_{iono}$  – ионосферная GPS коррекция

$F_{pp}$  – фактор наклона

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9m, & 0 \leq |\phi_m| \leq 20 \\ 4.5m, & 20 < |\phi_m| \leq 55 \\ 6m, & 55 < |\phi_m| \end{cases}$$

$\phi_m$  - GPS данные.

Таким образом, мы можем оценить точность навигации и положение потребителя в случае, если WAAS сообщения 10, 18 и 26 не доступны.

## 10.6 Пример применения WAAS-технологий

В данном разделе приводятся некоторые результаты применения WAAS-технологий при решении задачи навигации различного класса потребителей.

Результаты были получены при помощи навигационная аппаратуры потребителя, позволяющей загружать в оперативную память приемника различные алгоритмы и использовать навигационные данные как в режиме реального времени, так и подготовленные заранее.

При анализе функциональных возможностей созданного программного обеспечения исследовались навигационные алгоритмы на основе метода наименьших квадратов, использующего одномоментные измерения, и на основе фильтра Калмана.

Тестирование GPS/WAAS навигационных алгоритмов проводилось различными способами, в том числе и при различной динамике потребителя. Тестирование проводилось для двух географических положений приемника. Первый приемник находился в исследовательской лаборатории FURUNO в Японии, точные координаты которой в системе WGS-84: широта – N 34° 44.47475', долгота – E 135° 21.21061'. В этом месте были доступны WAAS-сигналы, передаваемые спутником Inmarsat POR (долгота стационарного спутника равна E 178°). В данном районе навигация в режиме точной посадки не обеспечивалась из-за отсутствия данных о ионосферной информации для координат приемника, которая передается при помощи WAAS-сообщений 10, 18 и 26. Напомним, что эти ионосферные поправки

формируются специальными базовыми станциями системы WAAS. Для тестирования алгоритмов в режиме точной посадки применялись навигационные данные, полученные в США. Координаты второго приемника в системе WGS-84: широта – N 45° 35.952', долгота – W 122° 27.244'. Причем второй приемник находился в зоне видимости сразу двух WAAS-спутников: Inmarsat POR и Inmarsat AOR-W (долгота W 54°). Описание навигационного алгоритма, использующего GPS/WAAS измерения, приведено в [приложении 2](#).

### 10.6.1 GPS/WAAS навигация в режиме точной посадки

В этом разделе рассматриваются результаты применения WAAS-технологий при навигации в режиме точной посадки. Данные измерений были записаны приемником, установленным на западном побережье США (N 45° 35.952', W 122° 27.244'). В этом месте в зоне видимости находились два WAAS-спутников. Но главное, была корректной ионосферная информация, передаваемая в WAAS-сообщениях 10, 18 и 26 и необходимая для режима точной посадки.

Наличие сообщений от двух WAAS-спутников позволило сравнить реальные ошибки навигации и характеризующие точность навигации величины  $HPL_{WAAS}$  и  $VPL_{WAAS}$  для разных WAAS-спутников: POR и AOR-W. Начальные приближенные координаты приемника задавались одни и те же.

Вначале было проведено сравнение результатов навигации при включении в состав обрабатываемых GPS-измерений также и навигационных измерений от WAAS-спутника. Понятно, что в этом случае результаты должны отличаться: геометрические факторы при включении разных WAAS-спутников будут также разными. Но отличие получается небольшое, поскольку точность измерения дальностей до геостационарных WAAS-спутников меньше, по крайней мере в два раза, чем до GPS-спутников. Следовательно, влияние дополнительного WAAS-измерения оказывается сравнительно небольшим.

На втором этапе были сравнены точностные характеристики навигации без учета WAAS-измерений, то есть при использовании только одних WAAS-сообщений. Был получен, быть может, очевидный вывод о практически идентичности результатов, полученных на основе WAAS-сообщений от разных спутников. Отличие было очень маленькое, но все-таки оно было. Причина существования этого отличия заключается в том, что ряд WAAS-параметров зависит от времени формирования и/или приема соответствующего WAAS-сообщения: например, величина быстрой коррекции, величина изменения долговременной коррекции и некоторые другие. Поэтому значения этих параметров для одного и того же момента времени, но для разных WAAS-спутников, будут иметь несколько



отличающиеся величины.

На основе проведенных исследований был сделан вывод, что при видимости двух WAAS-спутников навигационному приемнику можно ограничиться приемом сигналов только с одного WAAS-спутника, обладающего лучшими условиями радиовидимости. Но для обеспечения большей надежности рекомендуется дублировать навигационные вычисления, поскольку при совершении самолетом маневров при заходе на посадку ранее выбранный некоторый WAAS-спутник может пропасть из зоны радиовидимости антенны приемника. А при наличии второго канала WAAS-измерений, принимающего данные с другого спутника, существенно уменьшается возможность временной потери WAAS-сигнала.

Теперь рассмотрим численные результаты применения WAAS-технологий при навигации в режиме точной посадки. Для более наглядного получения информации о точности GPS/WAAS навигации было использовано два способа графического представления этих данных.

В первом способе для передачи числа навигационных сеансов, обладающих той или иной точностью навигации, используется цвет. Второй способ представления точности навигации основывается на гистограммах.

При первом способе представлении графическом данных для их обработки использовался script-file, разработанный в Стэнфордском университете [94]. Значение величин HAL (*Horizontal Alert Limit*) и VAL (*Vertical Alert Limit*) задавалось равным 25 м. На рис. 8.3 и 8.4 приведены данные о горизонтальной и вертикальной точности GPS/WAAS навигации в режиме точной посадки, полученные 28/09/99. Продолжительность теста свыше 15 ч. Навигационные определения проводились каждые 200 мс, WAAS сообщения принимались при помощи спутника AOR-W.

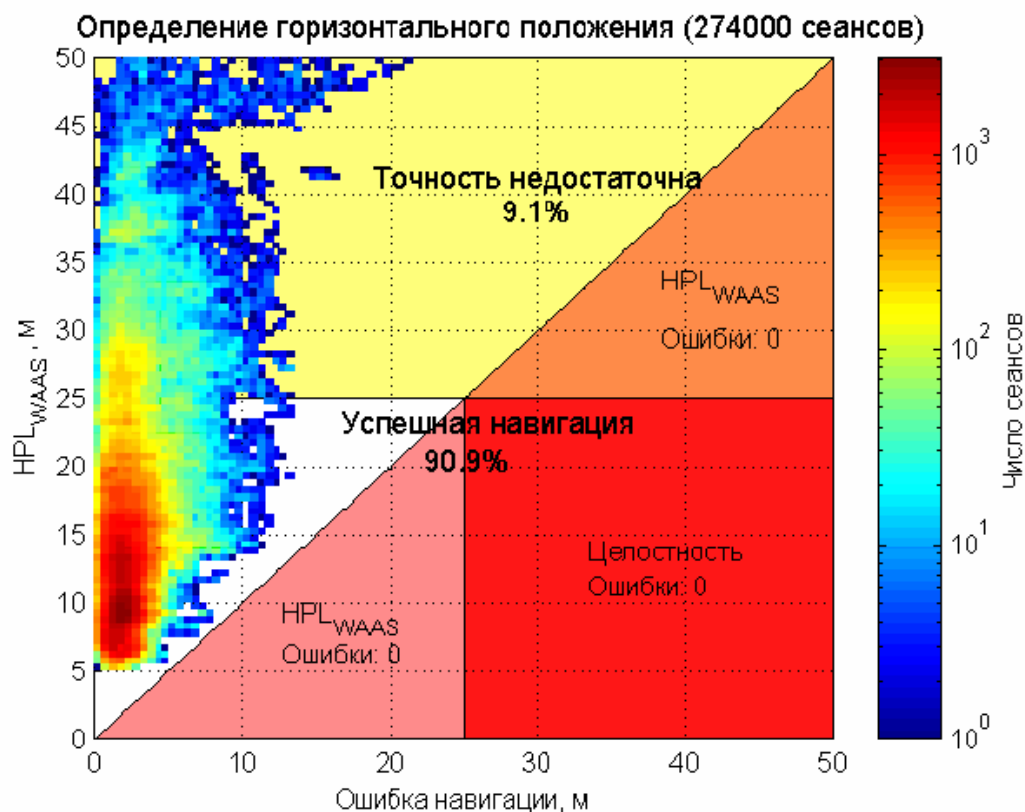


Рис. 8.3. Горизонтальная точность GPS/WAAS навигации, режим точная посадка, дата 28/09/99, продолжительность 15.2 ч.

На рис. 8.3 по оси абсцисс отложена горизонтальная ошибка навигации; по оси ординат – величина  $HPL_{WAAS}$ .

Помимо этих величин, на рис. 8.3 приведены значения и других немаловажных параметров GPS/WAAS навигации:

- доля сеансов успешной навигации – если выполняется условие  $HPL_{WAAS} < HAL$
- доля сеансов, в которых точность была недостаточна – если не выполняется условие  $HPL_{WAAS} < HAL$
- число ошибок – если величина  $HPL_{WAAS}$  превышает реальную горизонтальную ошибку навигации для каждой из областей  $HPL_{WAAS} < HAL$  и  $HPL_{WAAS} \geq HAL$
- нарушение целостности – суммарное число случаев, когда реальная горизонтальная ошибка навигации превышает расчетную  $HPL_{WAAS}$ .

Параметр целостности играет огромную роль в GPS/WAAS навигации. Физически он означает вероятность того, что реальная точность навигации будет не хуже расчетной. Система GPS/WAAS гарантирует, что данное событие при часовом полете может произойти с вероятностью  $1 \cdot 10^{-7}$ . На рис. 8.4 представлены аналогичные характеристики для вертикальной точности GPS/WAAS навигации.

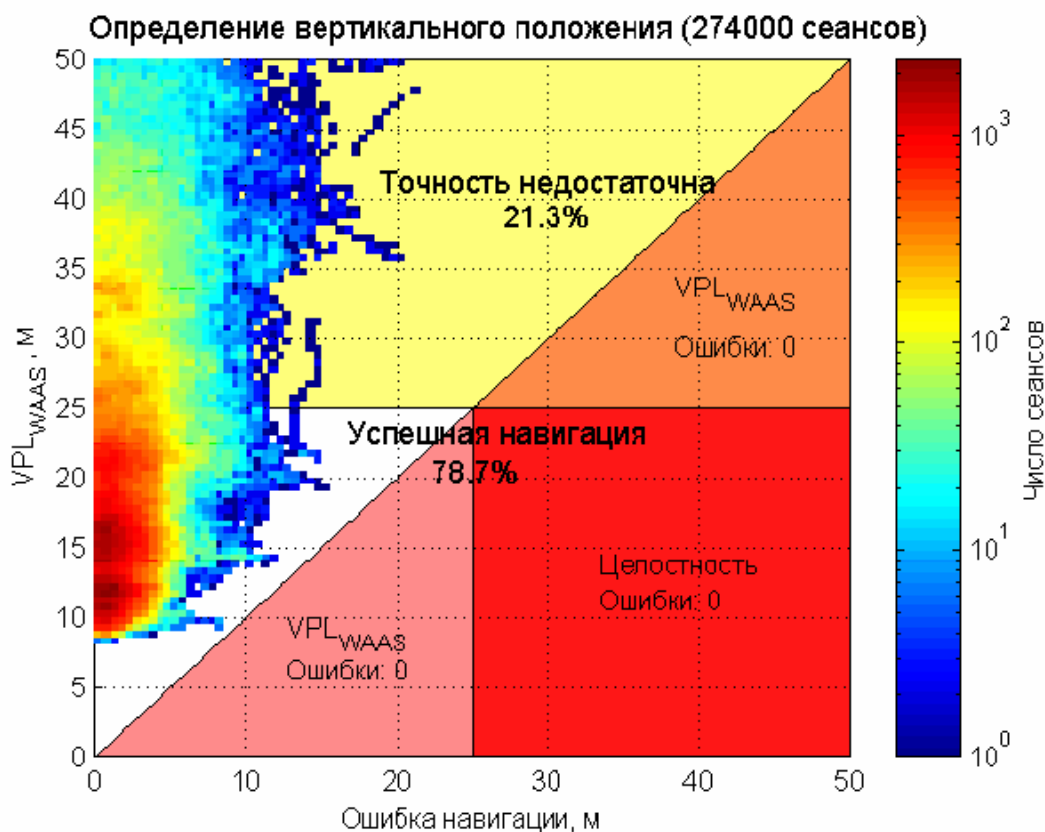


Рис. 8.4. Вертикальная точность GPS/WAAS навигации, режим точная посадка, дата 28/09/99, продолжительность 15.2 ч.

Как видим из рис. 8.3 и 8.4 вертикальная точность GPS/WAAS навигации хуже горизонтальной точности. Причина этого различия заключается в том, что ионосферные и тропосферные погрешности измерения дальностей до спутников гораздо больше влияют на вертикальную точность определения положения, чем на горизонтальную. Аналогичная картина наблюдается и для обычной GPS навигации.

Теперь рассмотрим результаты GPS/WAAS навигации, дата тестирования - 23/09/99. Представленные на рис. 8.5 и 8.6 данные были получены с использованием уже другого WAAS спутника – POR. Навигационные определения проводились каждые 200 мс. Точностные характеристики GPS/WAAS навигации показаны в виде гистограмм.

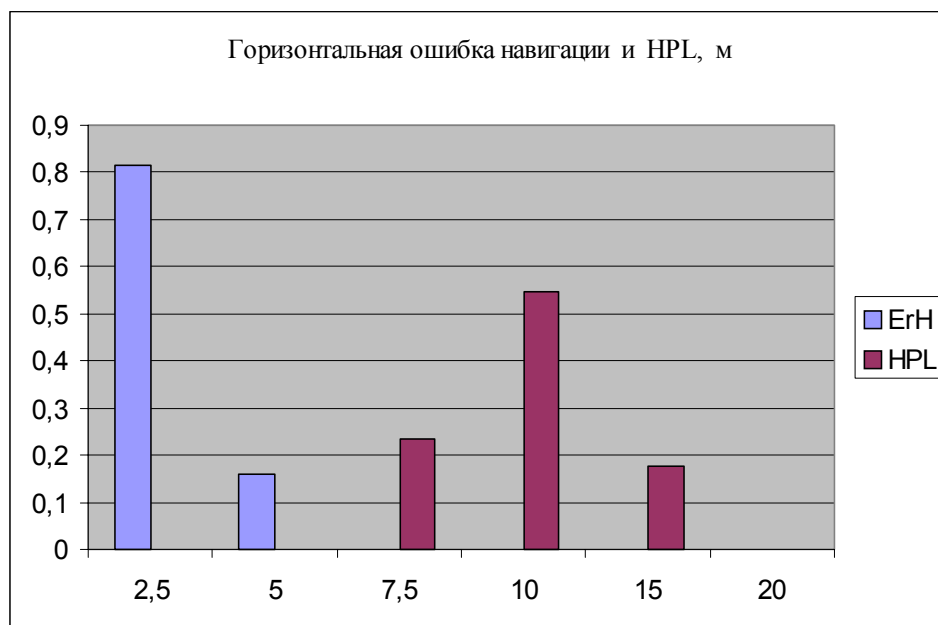


Рис. 8.5. Гистограмма горизонтальной точности GPS/WAAS навигации, режим точная посадка, дата 23/09/99, продолжительность 8 ч.

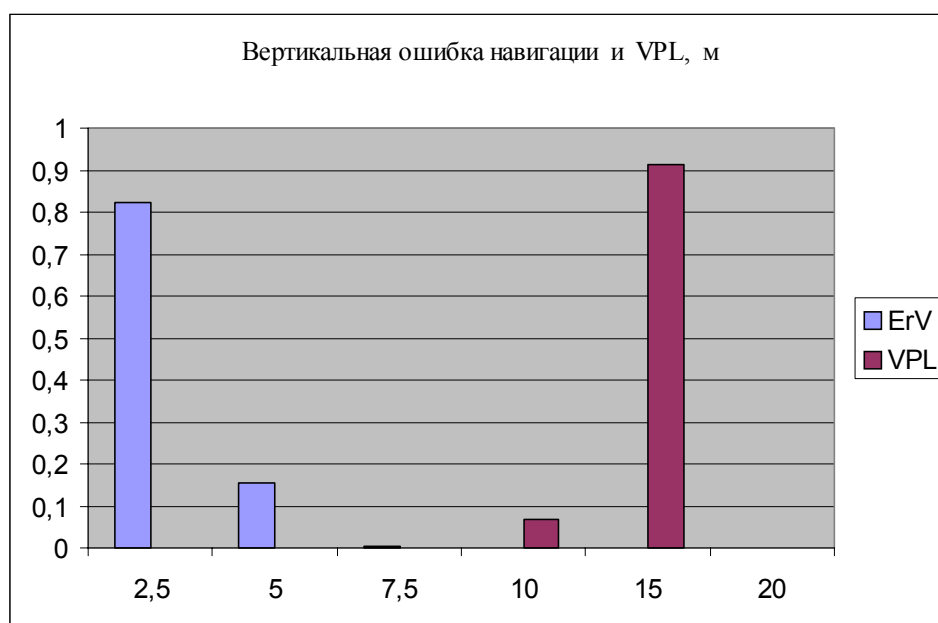


Рис. 8.6. Гистограмма вертикальной точности GPS/WAAS навигации, режим точная посадка, дата 23/09/99, продолжительность 8 ч.

Из представленных на рис. 8.5 и 8.6 видим, что в данном тесте горизонтальная и вертикальная точность GPS/WAAS навигации в режиме точная посадка не хуже 5 м, в то время как значения величин  $HPL_{WAAS}$  и  $VPL_{WAAS}$  достигают 15 м. Иными словами, реальная точность навигации меньше расчетной, гарантируемой приблизительно в три раза. Собственно, этот запас при помощи эмпирических коэффициентов в формулах (8.2) - (8.3) и создается, чтобы гарантировать высокие характеристики целостности

системы GPS/WAAS.

### 10.6.2 Применение GPS/WAAS навигации в полетах

В данном разделе приводятся результаты применения WAAS–технологий при навигации самолета. Тестовые полеты проходили на территории Японии, для которой, напомним, доступна GPS/WAAS навигация только в режиме грубая посадка.

Для точного определения положения самолета использовалось дополнительное навигационное оборудование, позволившее определить координаты самолета в постпроцессорном режиме с точностью до нескольких десятков сантиметров.

Анализ результатов тестирования показал, что основная проблема GPS/WAAS навигации авиационного потребителя – это исчезновение из зоны видимости антенны навигационных спутников при совершении маневров. В первую очередь это относится к спутникам, находящимся вблизи линии горизонта. Известно, что навигационные спутники с небольшими углами возвышения оказывают большое влияние на точность навигации. И удаление такого спутника из рабочего созвездия потребителя приводит к значительному ухудшению точности навигации. Поскольку при взлете или посадке углы крена и тангажа самолета могут изменяться на  $15^{\circ} - 30^{\circ}$ , то вследствие этого некоторые навигационные спутники могут затеняться самим самолетом.

На рис. 8.7 представлены результаты определения положения в пространстве легкого самолета типа Cessna с использованием GPS/WAAS оборудования. Этот тестовый полет проходил 31/08/99 вблизи аэродрома Sendai на севере Японии. Продолжительность всего полета составляла около 2 ч. Число GPS спутников, для которых была доступна WAAS-коррекция, менялось от 3 до 5-6. Поэтому приходилось для непрерывного определения местоположения использовать GPS-навигацию. На рис. 8.7 показана точность навигации с использованием двух навигационных алгоритмов – на основе МНК, использующего одномоментные измерения, и на основе фильтра Калмана.

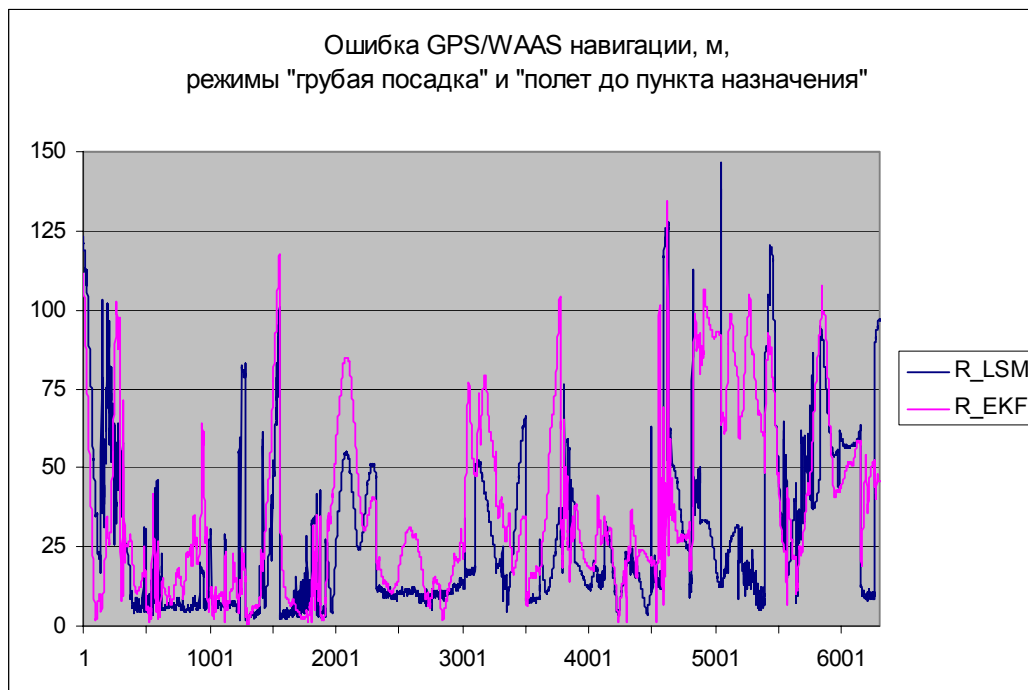


Рис. 8.7. Точность GPS/WAAS навигации авиационного потребителя, режимы грубая посадка и полет до пункта назначения, дата 31/08/99.

Как видим из результатов данного теста, точность навигации менялась от 10 м до 100-150 м. Причем точность в 10 м достигалась на полетных участках без каких-либо маневров в режиме грубая посадка, а точность в 100-150 м соответствовала участкам маневрирования.

Чтобы получить представление о точности GPS/WAAS навигации в режиме грубая посадка были отобраны только те отрезки полета, которые соответствовали данному режиму. Эти данные приведены на рис. 8.8. Общая продолжительность навигации в режиме грубая посадка составляет 51 минут. Заметим, что при взлете и посадке самолета навигация осуществлялась в режиме грубая посадка.

Представленные на рис. 8.8 данные были получены с использованием МНК. Как видим, наихудшая точность навигации была при взлете и посадке самолета. Причина заключается в ограниченной радиовидимости: навигация осуществлялась всего по 4 спутникам и, как следствие, при плохом геометрическом факторе навигационного созвездия. При видимости же 6 GPS спутников с WAAS-коррекцией точность определения положения в полете достигала 5 м.

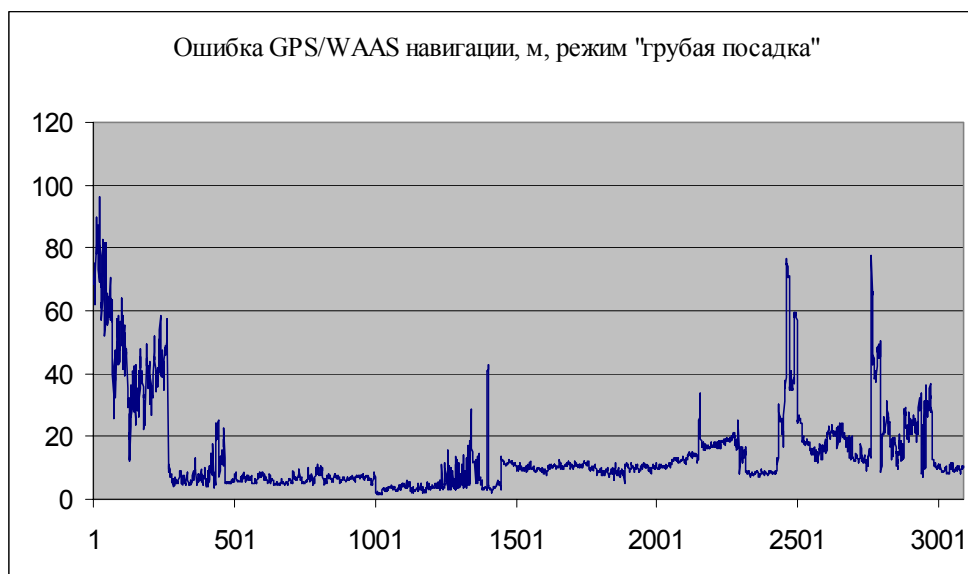


Рис. 8.8. Точность GPS/WAAS навигации авиационного потребителя, режим грубая посадка, дата 31/08/99.

Еще раз подчеркнем, что данные тестовые полеты проходили в условиях, когда не для всех GPS спутников, находящихся в зоне видимости потребителя, была доступна WAAS-коррекция. Поэтому при развертывании WAAS-системы в полном объеме для данного региона точность навигации самолета при посадке будет достаточно высокой и составлять не менее 10-15 м.

## 11 Направления развития НСС ГЛОНАСС и GPS

В данном разделе приводятся данные о направлениях развития навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS, способах их модернизации.

### 11.1 Перспективы развития системы ГЛОНАСС

Постановлением Правительства РФ "О федеральной целевой программе "Глобальная навигационная система" № 587 от 20.08.02, рассчитанной на 2002 – 2011 годы, определены перспективы развития системы ГЛОНАСС. Модернизацию системы планируется проводить в следующих направлениях (рис.9.1):

- Модернизация космического сегмента
  - создание космических аппаратов с повышенными тактико-техническими характеристиками (ГЛОНАСС-М, ГЛОНАСС-К)
  - восстановление орбитальной группировки до штатного состава в

количестве 24 КА

- Модернизация наземного комплекса управления
  - введение в строй беззапросных измерительных средств
  - введение в строй закладочно-измерительных станций
  - модернизацию системы эфемеридно-временного обеспечения.
- Введение новых гражданских сигналов
- Дополнительно предусматривается создание системы мониторинга и обеспечения целостности системы, системы глобальной дифференциальной навигации.



Рис.9.1. Модернизация космического сегмента системы ГЛОНАСС.

Государственным заказчиком-координатором федеральной целевой программы "Глобальная навигационная система" является Росавиакосмос. В качестве государственных заказчиков по первой подпрограмме выступают Росавиакосмос и МО РФ. Этой подпрограммой предусмотрено проведение мероприятий по космическому сегменту, по наземному сегменту управления, по общесистемным НИОКР, по обеспечению использования системы ГЛОНАСС в интересах международного сотрудничества и по закупке серийной космической техники для обеспечения функционирования системы ГЛОНАСС.

Тактико-техническое задание на систему ГЛОНАСС-М в настоящий момент



находится на этапе согласования. В соответствии с проектом документа модернизированная ГНСС ГЛОНАСС-М должна удовлетворять следующим основным требованиям:

Обеспечивать непрерывное навигационное поле с глобальной доступностью не ниже заданной, с погрешностью непрерывного поля ( $1\sigma$ ) не более:

- при использовании КА «Глонасс-М»:
  - а) по высокоточному сигналу (ВТ) сигналу:
    - по плановым координатам – 3 м;
    - по высоте – 7 м;
    - по составляющим вектора скорости -  $1\div 1.5$  см/с;
  - б) по сигналу стандартной точности (СТ):
    - по плановым координатам – 10 м;
    - по высоте – 15 м;
    - по составляющим вектора скорости - 3-5 см/с.
- при использовании КА «Глонасс-К»:
  - а) по ВТ сигналу:
    - по плановым координатам – 3 м;
    - по высоте – 5 м;
    - по составляющим вектора скорости -  $1\div 1.5$  см/с;
  - б) по СТ сигналу:
    - по плановым координатам – 7 м;
    - по высоте – 10 м;
    - по составляющим вектора скорости - 3-5 см/с.

Указанная точность непрерывного навигационного поля обеспечивается при полностью развернутой 24-спутниковой группировке с КА "ГЛОНАСС-М" и "ГЛОНАСС-К" и подтверждается техническими средствами, входящими в состав системы.

По космическому сегменту предусматривается завершение работ по созданию модернизированного КА "ГЛОНАСС-М" с увеличенным до 7 лет сроком активного существования, а также проведение НИОКР по созданию малого навигационного КА с повышенными тактико-техническими характеристиками, в том числе, со сроком активного существования более 10 лет. Предусматривается разработка бортовых систем автономной навигации для космических средств с использованием глобальных навигационных спутниковых систем.

О реальности планов по модернизации космического сегмента системы ГЛОНАСС свидетельствуют данные о завершении в конце 2000 года в НПО прикладной механики изготовления опытного образца КА нового поколения со сроком службы 5-7 лет. По этим данным, работы по созданию спутника следующего поколения "ГЛОНАСС-К" с гарантийным ресурсом 7-10 лет, уменьшенной в два раза массой и улучшенной разрешающей способностью

находятся на этапе предпроектных исследований. Планируется выведение в космос "ГЛОНАСС-К" будет осуществляться при помощи более дешёвой РН "Союз-2" с космодрома Плесецк. В результате будет значительно снижена стоимость эксплуатации системы ГЛОНАСС. Той же РН из Плесецка можно выводить по одному "ГЛОНАСС-М".

В таб.9.1 представлена программа развёртывания орбитальной группировки системы ГЛОНАСС до 2011года.

Таблица 9.1. Программа развёртывания орбитальной группировки системы ГЛОНАСС.

| Год                                | 04      | 05    | 06    | 07    | 08    | 09    | 10    | 11    |
|------------------------------------|---------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Планируемое число КА в группировке | 13-15   | 16-18 | 20-22 | 22-24 | 24-25 | 24-25 | 24-25 | 24-25 |
| Спутники "ГЛОНАСС" (заказ 7 КА)    | 2+      |       |       |       |       |       |       |       |
| Спутники "ГЛОНАСС-М" (заказ 11 КА) | +1<br>3 | 3     | 3     |       |       |       |       |       |
| Спутники "ГЛОНАСС-К" (заказ 20 КА) |         | 2     | 2     | 6     | 2     | 2     | 2     | 2     |

**Примечание:** групповое выведение спутников в период 2004-2007 г. будет осуществляться РН "Протон-М+Бриз" по три, в 2005-2011 годы – РН "Союз-2+Фрегат" попарно.

По наземному комплексу управления предусматривается:

- модернизация технических и программных средств этого комплекса, включая модернизацию центра управления системой ГЛОНАСС, средств командно-измерительных станций, а также кванто-оптических систем;
- разработка навигационной части наземного комплекса управления, оснащённой системой с повышенными характеристиками устойчивости на базе беззапросных измерительно-вычислительных станций;
- создание системы мониторинга целостности ГЛОНАСС, включая центр глобального мониторинга, сеть станций мониторинга;
- создание системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок системы ГЛОНАСС, обеспечивающих повышение срока автономного функционирования спутника.

Предпосылками успешной реализации планов по обеспечению использования системы ГЛОНАСС в интересах международного сотрудничества служат:

- схожесть принципов синхронизации и измерения навигационных параметров;

- малое различие в используемых системах координат;
- близкий частотный диапазон;
- общность принципов баллистического построения;
- готовность правительств России и США предоставить соответствующие спутниковые системы для использования различными потребителями мирового сообщества.

В итоге совместное использование для навигации двух систем – ГЛОНАСС и GPS, а в перспективе и европейской системы Galileo, даст потребителям дополнительные преимущества, главным из которых является повышение достоверности навигационного определения за счёт увеличения числа доступных спутников в зоне радиовидимости потребителя.

Общесистемные НИОКР охватывают широкий круг задач, включая:

- разработку и создание системы сертификации ГЛОНАСС с учётом международных требований;
- разработку и создание техники и программных средств перспективной технологии координатно-временного обеспечения и функционального дополнения системы ГЛОНАСС;
- исследование путей повышения автономного координатно-временного обеспечения орбитальной группировки системы ГЛОНАСС с использованием межспутниковых измерений и астронавигационной технологии;
- исследование путей развития и архитектуры перспективной системы ГЛОНАСС на базе модернизированных КА и наземного комплекса управления;
- исследование по созданию межспутниковой лазерной измерительно-связной подсистемы для перспективной системы ГЛОНАСС;
- разработку и реализацию мер по международно-правовой защите присвоений радиоэлектронных средств системы ГЛОНАСС;
- разработку предложений по пересмотру ограничений на определение координат географических объектов России и контролю за использованием высокоточной навигационной аппаратуры;
- разработку методов контроля за соблюдением международных соглашений об ограничении ядерных испытаний и высокоточного определения координат и параметров ядерных взрывов.

К этому следует добавить, что на базе системы ГЛОНАСС предполагается создание Единой глобальной системы координатно-временного обеспечения, которая помимо спутниковой системы, включает:

- Государственную систему Единого времени с эталонной базой страны;
- Государственную систему и службу определения параметров вращения Земли;

- систему наземной и заатмосферной оптической астрономии;
- космическую геодезическую систему и другие системы.

Перспективным направлением по существенному повышению точности навигационных определений является создание глобальной системы отсчёта, использующей самоопределяющиеся навигационно-геодезические КА без привлечения измерений с поверхности Земли.

Наконец, следует указать, что перспективное использование космических навигационных систем для навигационного обеспечения КА, позволит:

- сократить технологический цикл управления КА с помощью средств наземного комплекса управления;
- перейти от временных схем планирования работы КА и его бортовых систем к координатным методам;
- разгрузить наземный комплекс управления, поскольку основной объём задач планирования можно будет решать на борту;
- сократить затраты на решение специальных задач за счёт включения целевой аппаратуры точно над заданными районами.

Государственным заказчиком второй подпрограммы является Российское агентство по системам управления. Этой подпрограммой предусмотрено проведение НИОКР по системным вопросам разработки аппаратуры потребителей и средств функционального дополнения системы ГЛОНАСС, по созданию технологии и использованию оборудования, комплектующих и элементной базы, подготовке серийного производства навигационной аппаратуры потребителей.

По прогнозным оценкам, к 2005 году потребительский спрос на навигационные приёмники в России может достигнуть 600 000 штук. Часть средств, полученных от их продажи, может быть направлена на пополнение орбитальной группировки ГЛОНАСС. В целом к 2011 году предполагается произвести до 6 млн. приёмников системы ГЛОНАСС/GPS, причём использование этой аппаратуры государственными потребителями возрастет с теперешнего уровня, равного 10000, до 90000 к 2011 году.

Следует подчеркнуть перспективность использования навигационной аппаратуры потребителей космических навигационных систем на борту КА. Это позволит отказаться от проведения периодических сверок со шкалой времени наземного комплекса управления и от коррекций бортовой шкалы времени, снизить требования к стабильности бортового стандарта частота и времени.

Эффективное сопряжение навигационной аппаратуры потребителей с высокоразвитым бортовым компьютером в перспективе позволит перенести в бортовой комплекс управления решение практически всех задач навигационно-баллистического определения полёта, включая расчёт исходных данных для проведения коррекций орбиты с целью её поддержания

и манёвров перехода на другую орбиту.

Использование аппаратуры потребителей системы ГЛОНАСС/GPS для определения орбиты КА и автономного решения на борту КА задач навигационно-баллистического и временного обеспечения полёта является одним из элементов перспективной технологии управления КА, внедрение которой становится реальным в начале 21 века.

Государственным заказчиком третьей подпрограммы является Минтранс России. Подпрограммой предусмотрено проведение НИР, НИОКР и работ по внедрению системы ГЛОНАСС в интересах воздушного, водного и наземного видов транспорта.

Роскартография является государственным заказчиком четвёртой подпрограммы, которой предусмотрено:

- проведение НИОКР по модернизации и созданию системы геодезического обеспечения на базе системы ГЛОНАСС;
- создание инфраструктуры по обеспечению эффективного использования системы ГЛОНАСС в целях решения задач геодезии и картографии.

Государственным заказчиком пятой подпрограммы является МО РФ.

Подпрограммой охватывается тематика космического сегмента, функционально-прикладного специального применения системы ГЛОНАСС и аппаратурного обеспечения военных потребителей этой системы.

По космическому сегменту предусмотрено:

- создание экспертной системы автоматического анализа состояния КА орбитальной группировки системы ГЛОНАСС в мирное время и в особый период;
- разработка новых методов и средств защиты бортовой космической навигационной аппаратуры от воздействия противоспутниковых систем в реальной помеховой обстановке.

По функционально-прикладному специальному применению системы ГЛОНАСС предусмотрено;

- исследование путей расширения областей эффективного использования системы ГЛОНАСС для навигационного обеспечения, наблюдения и управления войсками;
- разработка функционального дополнения системы ГЛОНАСС для навигационно-временного обеспечения оперативного района;
- разработка и создание автоматизированной системы решения геодезических задач при топогеодезическом обеспечении вооружённых сил на основе комбинированного использования геодезических, навигационных спутников и аппаратуры геоинформационных систем.

По аппаратурному обеспечению военных потребителей предусмотрено проведение НИОКР по созданию:

- многофункциональной аппаратуры систем ГЛОНАСС/GPS для

- определения навигационных параметров заданной точки, курсоуказания и ориентации объектов;
- аппаратуры избирательного доступа и корректирующей информации функциональных дополнений навигационных спутниковых систем;
  - аппаратуры потребителей прецизионной точности;
  - малогабаритной аппаратуры для массового оснащения вооружённых сил;
  - базовой аппаратуры для маневрирования подразделений вооружённых сил;
  - аппаратуры для высокоточных измерений траекторий ;
  - информационно-навигационной аппаратуры для системы управления войсками;
  - аппаратуры для дифференциальной поддержки в интересах вооружённых сил;
  - аппаратуры для высокодинамичных объектов вооружённых сил;
  - помехоустойчивой навигационной аппаратуры военного назначения;
  - информационных систем координатно-временного обеспечения авиации оперативно-тактического назначения.

Для обеспечения эффективного выполнения федеральной целевой программы и наиболее рационального использования научно-технического потенциала и финансовых ресурсов в конце 2001 года намечалось создание интегрированной научно-производственной структуры – концерна "Навигационно-временные информационные технологии" ("Навитех"), в состав которого должны были войти РИРВ, "Компас", "Завод Навигатор", "НТЦ "Интернавигация", другие предприятия и научно-исследовательские организации .

## 11.2 Перспективы развития системы GPS

Перспективы развития системы GPS тесно связаны с её модернизацией, направленной на оптимальное, с точки зрения МО США, распределение частотного ресурса между гражданскими и военными потребителями США и их союзников, с сохранением возможности пересмотра такого распределения в стратегических интересах США. По мнению инициаторов модернизации системы GPS, предлагаемое распределение частотного ресурса обеспечит: гражданским потребителям сигналы, обладающие более высокой помехоустойчивостью, компенсирующими поправками к временным задержкам, вызванным ионосферой, локальным распределением по частоте;

- военным потребителям сигналы, обладающие повышенными возможностями подавлять попытки использования системы во враждебных США целях, улучшенной помехозащищённостью, боевой защищённостью и скрытностью;

- военным потребителям, оснащающим бортовой навигационной аппаратурой GPS системы высокоточного оружия, более совершенную систему навигационного определения по скорости и точности;
- как гражданским, так и военным потребителям системные улучшения по точности, доступности, целостности и надёжности.

Причины модернизации следующие:

- **В интересах гражданских потребителей** - введение новых гражданских сигналов для обеспечения большей устойчивости в условиях помех, компенсации ионосферной ошибки, обеспечения режима решения навигационной задачи с помощью широкополосного сигнала и с помощью трех сигналов.
- **В интересах военных потребителей** – введение новых сигналов с повышенными характеристиками, исключающими несанкционированное использование системы GPS. При этом обеспечивается защита использования GPS дружественными силами, предотвращается использование GPS вражескими силами, сохраняется возможность использования GPS гражданскими потребителями вне области проведения военных операций.
- **В интересах обеих групп потребителей** (гражданских и военных) – улучшение системы с точки зрения точности, доступности, целостности и надёжности

Предусмотренное модернизацией системы распределение частотного ресурса потребовало поэтапной модернизации космического и наземного сегментов системы GPS, а также средств её функционального дополнения (рис.9.2).

|   |  |   |   |
|---|--|---|---|
|  <p>Блок II/IIA<br/>Все запущены<br/>Производитель<br/>Rockwell (сейчас<br/>Boeing)<br/>22 КА на орбите<br/>Среднее время<br/>существования<br/>10.6 лет</p> |  <p>Блок IIR/IIR-M<br/>В производстве<br/>Производитель<br/>Lockheed/Martin<br/>21 КА заказан<br/>6 КА на орбите<br/>Среднее время<br/>существования<br/>10.6 лет</p> |  <p>Блок IIF<br/>В разработке<br/>Производитель<br/>Boeing<br/>6 КА заказаны<br/>возможен заказ<br/>еще на 6 КА<br/>Проектное время<br/>существования<br/>9.9 лет</p> |  <p>Блок III<br/>Проводится<br/>НИР на<br/>конкурсной<br/>основе по<br/>определению<br/>основных<br/>характеристик</p> |
|---|--|---|---|

Рис.9.2. Модернизация космического сегмента системы GPS.

Предпосылками проведения модернизации стали три мероприятия в области распределения частотного ресурса:

- решение вице-президента США от 30.03.98 о введении второго сигнала для гражданских потребителей на частоте L2 1227.60 МГц с целью улучшения точности системы в целом и обеспечения резервного сигнала для гражданских потребителей, действующих в чрезвычайных ситуациях, и предусмотрении третьего сигнала для гражданских потребителей, связанных с обеспечением безопасной эксплуатации транспортных и иных технических средств на частоте, которую следует установить и освоить к 2005 году;
- решение о развёртывании инициативы по модернизации системы GPS от 25.01.99 путём введения третьей частоты L5 1176.45 МГц для гражданских навигационных служб ARNS (Aeronautical Radio Navigation Services);
- решение президента США от 01.05.00 об отмене режима селективного доступа в загрублённом сигнале C/A на частоте L1 1575 МГц.

Модернизация системы GPS ведется в трех направлениях – модернизация космических аппаратов, введение новых сигналов на существующие и перспективные космические аппараты, модернизация наземного сегмента управления.

Переходя непосредственно к модернизации системы GPS, отметим, что первым её этапом считается обеспечение доступа гражданских потребителей к сигналам на двух частотах L1 и L2, подготовка к введению сигнала L5 для потребителей гражданской авиации и введение нового сигнала M на двух частотах L1 и L2 для военных потребителей (рис.9.3).



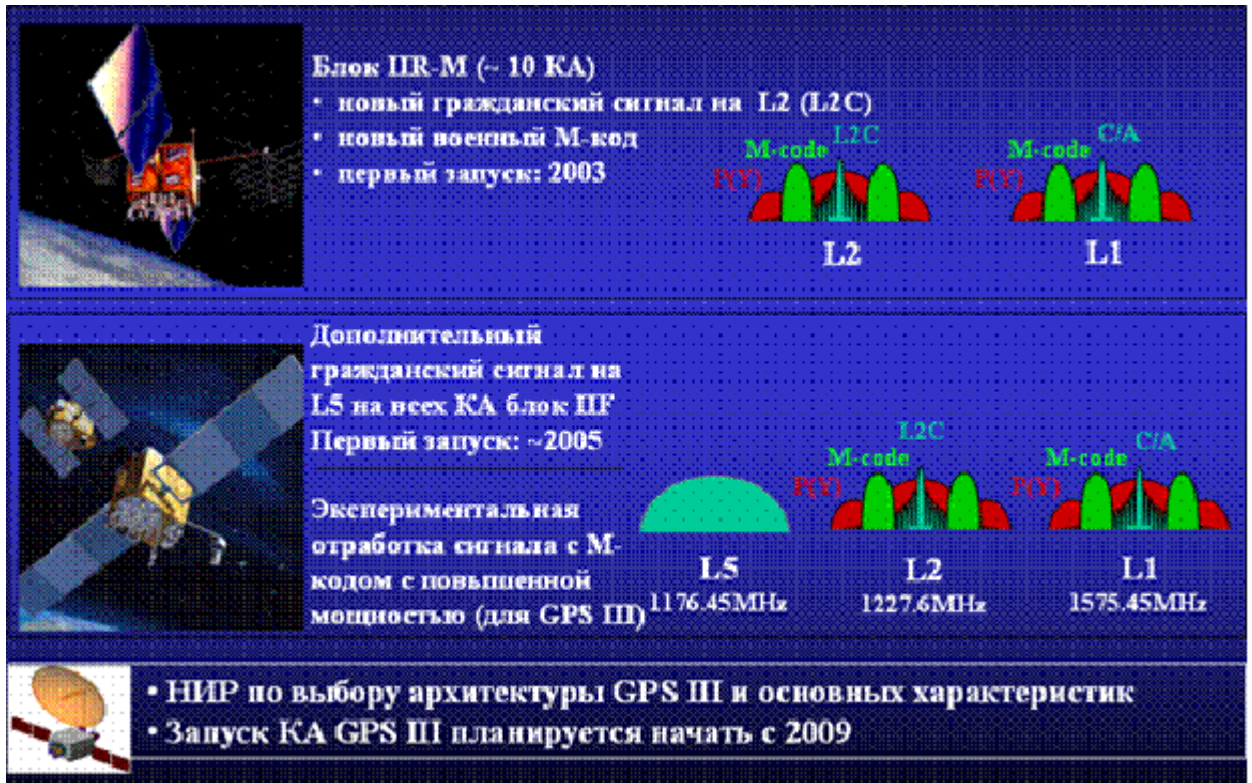


Рис.9.3. Модернизация сигналов системы GPS.

На этом этапе было принято решение о разработке нового сигнала для гражданских потребителей, получившего обозначение L2CS. Этот сигнал включает 2 кода: один с навигационными данными, а второй без них. По структуре он аналогичен сигналу L5 и позволяет:

- упростить приём и отслеживание слабых излучений;
- декодировать навигационные сообщения при простом сопровождении сигнала;
- снять проблему помех от сильного системного сигнала слабому;
- улучшить качество слежения примерно на 3 дБ по сравнению с качеством слежения при сигнале L2 C/A;
- повысить перекрёстно-корреляционную защищённость сигнала благодаря более протяжённым кодам (два кода могут быть разнесены по времени, например, с помощью временного уплотнения несущих частот связи с многостанционным доступом TDMA (Time Division Multiple Access));
- улучшить структуру навигационной информации за счёт повышения качества демодуляции сигнала (на 5 дБ выше по сравнению с L2 C/A);
- обеспечить когерентную составляющую фазо-несущей, что необходимо для потребителей с повышенными требованиями к точности.

Введение сигнала L2CS даст возможность в будущем включать дополнительные сигналы в эту полосу, повысить помехоустойчивость и расширить динамический диапазон приёмников, а также обеспечит

повышение мощности передаваемых спутниками сигналов в будущем. Так как помимо сигнала L2CS частота L2 используется двумя сигналами L2 P(Y) и новым M для военных потребителей, то к сигналу L2CS предъявляется требование, исключающее его влияние на военные сигналы.

Перспективы использования третьего гражданского сигнала на частоте L5 для навигационного обеспечения безопасной эксплуатации воздушного судна связаны с рядом его улучшенных характеристик, включая более высокую мощность передаваемого сигнала по отношению мощности сигнала на L1, ширину полосы вещания не менее 20 МГц, более высокую скорость передачи элементов сигнала. Двухкодовый сигнал на частоте L5 будет более стойким по сравнению с сигналами L1C/A и L2CS и обеспечит точность местоопределений на уровне, характерном для военного сигнала L2 P(Y). Однако также как в случае сигнала L2CS, возникает проблема совместимости сигнала на частоте L5 с военными сигналами. Сигнал L5 будет передаваться в той же полосе частот, где работают навигационные средства космической системы непосредственных измерений DME (Direct Measuring Explorer) и военная линия передачи данных Link 16. При этом возникает вероятность создания помех особенно в Европе и США. Влияние сигнала на указанные системы ограничивается большими высотами, и предполагается, что оно будет уменьшаться при переводе системы DME на другие частоты.

Переходя к аспекту модернизации системы GPS, связанному с введением нового сигнала M для военных потребителей на частотах L1 и L2, отметим, что целями его введения были:

- повышение уровня функционирования при воздействии преднамеренных помех;
- возможность воспрещать противнику доступ к сигналам системы GPS на театре военных действий без ущерба своим потребителям, оснащённым военными приёмниками GPS;
- исключение гражданского применения военного сигнала за пределами зоны военных действий.

Сигнал гражданских потребителей транслируется в середине каждой полосы частот и пересекается с военным сигналом P(Y). Сигнал M намечено передавать ближе к краям полосы и при повышенной мощности. За счёт повышения мощности возрастёт помехоустойчивость, а за счёт спектрального разнесения будет проще защищать систему GPS при воспрещении другим пользоваться ею. Защищённость навигационных сигналов будет обеспечена применением новых криптографических решений. Для дальнейшего разнесения военных и гражданских сигналов на спутниках системы GPS нового поколения будут реализованы отдельные радиочастотные трассы и антенные участки для сигналов M. По мере совершенствования спутников станет возможным передавать два сигнала кода M на одной несущей частоте.

При этом они будут различаться кодами, содержанием и другими особенностями. Заметного повышения помехоустойчивости можно будет добиться путём использования для модуляции сигнала с двоичным смещением несущей на поднесущей частоте 10,23 МГц и при скорости расширяющегося кода  $5,115 \times 10^6$  бит/с.

Начало работы системы GPS с гражданским сигналом L2CS и с военным сигналом M на частотах L1 и L2 первоначально было намечено на 2008 год, а в полном объёме этот режим планировалось ввести в 2010 году. В отношении гражданского сигнала на частоте L5 эти сроки соответственно относили на 2012 год и 2014 год. Однако после событий 11 сентября 2001 года сроки модернизации системы GPS были сокращены.

Темп модернизации системы GPS определяется требованиями восполнения орбитальной группировки модернизированными спутниками при необходимости увязки их эксплуатационных характеристик с характеристиками функционирующих на орбите спутников, а также имеющимся на земле резервом немодернизированных спутников системы GPS. В таб.9.2 представлен график модернизации системы GPS с учётом указанного требования к восполнению орбитальной группировки.

Таблица 9.2. График модернизации системы GPS, 2001-2019 г.г.

| Этап модернизации  | Интервал времени |
|--|------------------|
| <b>Этап GPS IIR-M</b><br>– новый гражданский сигнал на частоте L2 (сигнал L2C)<br>– новый военный сигнал с M-кодом на частотах L1 и L2   | 2003 - 2006      |
| <b>Этап GPS IIF</b><br>– новый гражданский сигнал на частоте L2 (сигнал L2C)<br>– новый военный сигнал с M-кодом на частотах L1 и L2<br>– сигнал на частоте L5   | 2005 - 2010      |
| <b>Этап GPS III</b><br>– новый гражданский сигнал L2C<br>– новый военный сигнал с M-кодом на частотах L1 и L2 с увеличенной мощностью излучения<br>– сигнал на частоте L5<br>– дополнительные функции (в частности – обеспечение поисково-спасательных операций) | Примерно с 2009  |
| <b>Модернизация наземного комплекса управления</b>   | 2000 - 2008      |

Для возможности работы системы GPS в новом режиме необходимо иметь в составе орбитальной группировки не менее 18 соответствующим образом оснащённых спутников. В начале 2002 года в составе орбитальной группировки системы GPS находились 22 спутника Navstar Block 2/2A и 6 спутников Navstar Block 2R, в резерве на земле находилось 14 спутников Navstar Block 2R. Так как находящиеся на орбите спутники Navstar Block 2/2A могут работать за пределами расчётного срока активного существования, было решено не дожидаться их замены другими спутниками в результате выхода из строя, а приступить к модернизации спутников Navstar Block 2R в спутники Navstar Block 2R-M, приобрести необходимое количество спутников Navstar Block 2F и приступив при этом к ускоренной разработке спутников пятого поколения - Navstar Block 3(GPS III). По мере модернизации системы GPS со спутников Navstar Block 2R-M будут передаваться новый гражданский сигнал L2CS и военный сигнал M, а третий гражданский сигнал на частоте L5 будет передаваться со спутников Navstar Block 2F. Наконец спутники пятого поколения GPS III будут транслировать сигналы на всех гражданских и военных частотах, а также вести передачу по зауженному лучу для повышения мощности сигнала и обеспечения помехоустойчивости на театре военных действий.

Благодаря внесению в весьма совершенную конструкции спутника третьего поколения Navstar Block 2R ряда изменений, основные из которых представлены в таб.9.3, удалось:

- разработать и поставить на борт новый антенный блок L диапазона с улучшенными характеристиками;
- разработать и поставить на борт новые высокоэффективные передатчики большой мощности;
- оптимизировать распределение запасов мощности оборудования электропитания, штатного для спутника третьего поколения ;
- улучшить характеристики антенны, обеспечивающей межспутниковую связь в диапазоне УВЧ;
- достигнув тем самым требуемых модернизацией характеристик спутника Navstar Block 2R-M.

Таблица 9.3. Основные изменения при модернизации спутника Navstar Block 2R в спутник Navstar Block 2R-M

| Объект модернизации                | Оценка степени модернизации   | Краткое описание модернизации   |
|------------------------------------|---|---|
| Антенный блок                      | Частичная   | Замена элементов антенного комплекса диапазона L на новые запатентованные элементы более широкого диапазона   |
| Блок диапазона L                   | Технологически-функциональное переоснащение                                 | Замена пяти отдельных комплексов тремя многофункциональными комплексами передачи и преобразования более мощных сигналов в L1&L2 диапазонах  |
| Конструкция блока диапазона L      | Новая конструкция, аналогичная конструкции, применяемой в связных спутниках | Интеграция в сотовую конструкцию блока диапазона L тепловых трубок рассеяния мощности, улучшающих тепловой режим за счёт обеспечения в условиях невесомости испарения и конденсации |
| Блок управления полезной нагрузкой | Незначительная модификация  | Введение дополнительных переключателей и дублирующих устройств, обеспечивающих функционирование более мощной передающей аппаратуры  |
| Оборудование электропитания        | Незначительная модификация  | Новая кабельная разводка для вновь смонтированной аппаратуры  |

Судить о размерах затрат на модернизацию спутников третьего поколения можно судить по следующим данным. Получив в сентябре 2000 года от МО США контракт на доработку 12 из 20 ранее изготовленных спутников Navstar Block 2R на сумму \$33 млн., фирма Lockheed Martin заключила через

некоторое время спустя с фирмой ITT Industrial Aerospace/Communications Division контракт на сумму \$38,9 млн. на доработку целевой аппаратуры 12 Navstar Block 2R. Работа по данному контракту начнётся в 2003 году, а закончится к 2006 году.

На изготовление 33 спутников четвёртого поколения Navstar Block 2F в 1996 году с фирмой МО США был заключён контракт, однако в 2001 году он был пересмотрен в связи с сокращением числа потребных спутников данной модификации и включением аппаратуры, работающей на частоте L5. Перспективы системы GPS, оснащённой спутниками пятого поколения, оцениваются двумя фирмами Boeing и Lockheed Martin, работающими по конкурсному контрактам стоимостью по \$16 млн., которые включают разработку системной архитектуры и определение требований к системе в целом. Фирма Spectrum Astro разрабатывает (за счёт собственного финансирования) предложения по определению облика системы и снижению риска при её создании (SD и RR – System Definition и Risk Reduction). В случае победы на конкурсе, эта фирма может получить от МО США 2 контракта на сумму \$100 млн. каждый со сроком выполнения 2 года. Проект системных требований был выдан промышленности для подготовки предложений с учётом потребностей гражданских потребителей. В нём установлены пороговый и целевой уровни, которые позволяют промышленности проявить больше инициативы. В таб. 9.4 представлены некоторые данные этого проекта, касающиеся возможной точности определения координат потребителя.

Таблица 9.4. Возможная точность навигационного определения с помощью системы GPS III.

|                   | Уровень, соответствующий эксплуатационным требованиям проекта 2000 года |                                 | Планируемый уровень с учётом качества приёмников |         |
|-------------------|---|---------------------------------|--|---------|
|                   | Пороговый   | Целевой                         | Пороговый  | Целевой |
| Точность (95%)    |   |                                 |  |         |
| Горизонтальная, м | 6.3   | 1.0 (военный)<br>2.1 (граждан.) | 2.5  | 0.5     |
| Вертикальная, м   | 13.6  | 4.0                             | 4.5  | 1.1     |
| Временная, нс     | 20.0  | 10.0                            | 5.7  | 1.3     |

В 2004 году намечается определить головного подрядчика по всей системе GPS, оснащённой спутниками пятого поколения. Он будет отвечать за управление разработкой, производством и запуском спутников, а также работой наземного сегмента. На этапе разработки намечено изготовить по одному спутнику для наземной и орбитальной отработки с запуском одного из них в 2007 году. Затем начнётся этап приобретения спутников (вероятно, партиями по 3) с запуском в 2009 году. Общее число приобретаемых спутников пятого поколения GPS III предполагается равным 30, хотя

возможно и сокращение объёма заказов, вызванного перспективой создания космической системы, получившей название GMSP (Global Multi-mission Support Platform) - Глобальной платформы многоцелевой поддержки.

Система GMSP не считается заменой системы GPS III, однако возможно, что концептуально 6-9 спутников системы GMSP будут работать совместно с 16-24 спутниками системы GPS III. Система GMSP предназначена для передачи гражданских и военных навигационных сигналов, а также для широкополосной и узкополосной связи военных и гражданских потребителей.

Перспективы развития системы GPS связаны также с модернизацией наземного комплекса управления по следующим направлениям:

- модернизация станций слежения и оснащение наземных приёмных пунктов новыми приёмниками и компьютерами;
- замена крупной ЭВМ Главной станции управления на систему с распределённой архитектурой, позволяющей контролировать спутники системы GPS и управлять бортовой аппаратурой с использованием улучшенных дисплеев при повышенном уровне автоматизации;
- улучшение точности навигационного определения;
- постройка альтернативной Главной станции управления с полномасштабной номенклатурой функций управления;
- пересмотр роли наземных опорных станций в интересах обеспечения целостности системы и постоянства покрытия;
- обновление математического обеспечения управления с учётом модернизации бортовых систем спутников третьего поколения.

Улучшение точности определения положения в горизонтальном направлении после модернизации наземного сегмента управления можно проследить по данным таб.9.5.

Таблица 9.5. Точность определения положения в горизонтальном направлении после введения дополнительных сигналов и модернизации наземного сегмента управления GPS.

| Источник ошибки   | Типичная ошибка определения расстояния (1 сигма), м |  |
|---|---|--|
|   | При двух и более кодированных сигналах              | При двух сигналах и модернизации наземного сегмента управления |
| Ионосфера   | 0.1   | 0.1  |
| Тропосфера  | 0.2   | 0.2  |
| Атомные часы и ошибка определения эфемериды                                       | 2-3   | 1.25   |
| Помехи приёмника  | 1.5   | 1.5  |
| Многолучевое распространение  | 1,5   | 1.5  |
| Суммарная ошибка определения эквивалентного расстояния потребителя до потребителя | 3.0   | 2.5  |
| Типичное горизонтальное доплеровское смещение                                     | 1.5   | 1.5  |
| Суммарное значение точности определения, 95%                                      | 10.1  | 8.55   |

Модернизация системы GPS вызвала необходимость начать процесс модернизации аппаратуры потребителей. Так канадская фирма NovAtel получила контракт на сумму \$560000 на изготовление пробной партии передатчиков и приёмников для диапазона L5 от американской фирмы Zeta Associates Incorporated, которая действует по поручению FAA. Размер контракта может возрасти в полтора раза при расширении функциональных возможностей изготавливаемой аппаратуры.

В результате модернизации можно ожидать дальнейшее расширение областей применения системы GPS и резкое увеличение числа её потребителей за счёт:

- оптимизации распределения частотного ресурса в интересах военных потребителей;
- расширения частотного диапазона, доступного гражданским потребителям;
- выделения специального частотного диапазона для обеспечения безопасной эксплуатации самолётов гражданской авиации.

Тем не менее, с учётом того, что глобальный объём продаж продукции и услуг системы GPS достигнет к 2003 году уровня \$ 16 млрд. (из их 70% за пределами США) и что планируется создание европейской спутниковой навигационной системы Galileo (с платными услугами), остаётся открытым вопрос: продолжит ли правительство США политику свободного доступа к гражданским сигналам системы GPS, финансируемой и эксплуатируемой МО США, которому нужны бюджетные средства.



## 12 Алгоритм автономного контроля целостности данных

Для различных классов потребителей важен вопрос достоверности данных о координатах объекта, полученных при помощи спутниковых навигационных измерений. Решению этой задачи служит алгоритм автономный контроль целостности в приемнике (Receiver Autonomous Integrity Monitoring – RAIM). И для некоторых потребителей применение подобного алгоритма является обязательным: согласно требованиям к авиационному навигационному оборудованию в состав программного обеспечения навигационного приемника должен входить алгоритм RAIM. Основной задачей алгоритма RAIM является обнаружение и исключение из состава измерений потребителя неверное измерение. Неверным измерение может быть по следующим двум причинам. Первая причина – это неисправность самого навигационного спутника. Навигационная спутниковая система осуществляет непрерывный контроль исправности всех компонентов системы, в том числе и передаваемых навигационных данных. Время, необходимое для индикации неисправного спутника системы ГЛОНАСС, составляет около 1 минуты. И в течение этого времени потребитель будет использовать этот плохой спутник, не зная об его неисправности. Вторая причина неверного измерения – это плохие условия приема навигационного сигнала со спутника, обусловленные в первую очередь малым углом видимости спутника над горизонтом и многолучевостью, а также шумы в канале приемника. Алгоритм RAIM должен это неверное измерение найти и исключить из состава измерений. Возможность такого подхода основана избыточности проводимых измерений: при использовании системы GPS потребителю видны не менее 6-8 спутников, а минимальное число спутников равно 4. Все множество существующих алгоритмов RAIM можно разделить на две группы. Первая группа алгоритмов использует только измерения, проведенные в один текущий момент. Такой тип алгоритма носит название в зарубежной литературе "snapshot" (моментальный снимок). Другая группа алгоритмов использует все проведенные измерения: это фильтрационные алгоритмы и носят название "averaging" (усреднение).

Поскольку для фильтрационных алгоритмов необходимо знать модель движения потребителя, а для маневрирующих потребителей эта модель известна с погрешностями, то универсальным методом является алгоритм типа "snapshot", использующий одномоментные измерения.

Перед рассмотрением математической модели RAIM алгоритма вначале было исследована сама ситуация, при которой применение этого алгоритма повышает точность навигации. Особенностью данного алгоритма является универсальность и способность работать с различным типом измерений:

GPS, WAAS, ГЛОНАСС, барометрических.

## 12.1 Пример неверного GPS/WAAS измерения

Вначале рассмотрим реальную ситуацию наличия неверного измерения при проведении GPS/WAAS навигации. Сырые данные были получены 23/09/99 в США, где передаются WAAS-сообщения в полном объеме. Эти WAAS-сообщения принимались от спутника INMARSAT AOR-W. Для иллюстрации влияния неверного измерения на точность навигации при обработке сырых накопленных данных был отключен RAIM алгоритм, то есть при навигации использовались все доступные одномоментные измерения от спутников, для которых соответствующие индикаторы в GPS и WAAS сообщениях означали исправность спутников. Общая продолжительность теста около 8 ч, измерения проводились каждые 200 мс.

В таблице 10.1 приведены данные только нескольких сеансов навигации, которые представляют для нас интерес. В первом столбце указано текущее время – GPS time. Во втором и третьем столбцах приведены горизонтальная ( $E_rH$ ) и вертикальная ( $E_rV$ ) ошибки определения положения, размерность – метры. В четвертом и пятом столбцах указаны значения, соответственно, величин HPL и VPL, характеризующие расчетные горизонтальную и вертикальную точности определения положения. В шестом столбце указано число используемых измерений N. В последующих столбцах приведены данные о номерах каналов измерений, использовавшихся в соответствующих моментах времени. Знак "⊗" означает использование данного измерения в навигации. По первым 9 каналам поступала измерительная информация от GPS спутников, по последним трем – от WAAS спутников. Напомним, что WAAS спутники помимо трансляции WAAS-сообщений передают информацию, позволяющую определять дальности до них.

Таблица 10.1. GPS/WAAS навигация с применением неверного измерения.

| Время,<br>сек | $E_rH$ ,<br>м | $E_rV$ ,<br>м | HPL,<br>м | VPL,<br>м | N  | Используемые каналы измерений |   |   |   |   |   |   |   |   |    |
|---------------|---------------|---------------|-----------|-----------|----|-------------------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|----|
|               |               |               |           |           |    | 0                             | 1 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| 452118.4      | 1.2           | 2.7           | 10.1      | 12.6      | 8  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗ |   | ⊗  |
| 452118.6      | 1.2           | 2.7           | 10.1      | 12.6      | 8  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗ |   | ⊗  |
| 452118.8      | 1.3           | 2.6           | 10.1      | 12.6      | 8  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗ |   | ⊗  |
| 452119.0      | 1.5           | 2.6           | 10.0      | 12.2      | 9  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗ | ⊗ | ⊗  |
| 452119.2      | 7.9           | 9.9           | 9.9       | 11.1      | 10 | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗  |
| 452119.4      | 8.1           | 10.1          | 10        | 11.1      | 9  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗  |
| 452119.6      | 7.8           | 10            | 10        | 11.2      | 10 | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗  |
| 452119.8      | 7.8           | 9.9           | 10        | 11.2      | 10 | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗  |
| 452120.0      | 7.8           | 9.9           | 10        | 11.2      | 10 | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗  |
| 452182.4      | 10.4          | 11.9          | 10.3      | 11        | 9  | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ |   | ⊗  |
| 452182.6      | 10.3          | 11.8          | 10.4      | 11.1      | 10 | ⊗                             | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗ | ⊗  |

Как видим из таблицы 10.1, начиная с 452119.2 с ошибка определения положения увеличилась в 3-4 раза, при этом в составе навигационных измерений стали использоваться новые измерения, получаемые по 7 каналу. Следовательно, измерения 7 канала являются неверными. Более того, для моментов времени 452182.4-452182.6 с реальные ошибки определения положения превысили расчетные значения. То есть произошло нарушение целостности GPS/WAAS системы! Напомним, что в соответствии с требованиями к системе GPS/WAAS вероятность возникновения такого события не превышает  $1 \cdot 10^{-7}$ /ч.

Дополнительной иллюстрацией вывода о неверном измерении, получаемом по 7 каналу, является следующий тест. Были принудительно выведены из состава измерения все измерения, поступающие по каналам 7 и 0 (0 канал выбран произвольно и использовался для сравнения данных). Оба канала принимают информацию от GPS спутников. Таким образом, GPS/WAAS навигация в режиме "точная посадка" осуществлялась по 6-8 оставшимся спутникам. Все измерения, в том числе и поступаемые по 0 и 7 каналам, корректировались при помощи WAAS-сообщений.

Для более наглядного представления данных вычислялось для каждого  $i$ -го сеанса измерений изменение приращения дальности

$$\Delta R_i - \Delta R_{average},$$

где  $\Delta R_{average}$  - среднее приращение измеренной дальности до спутника,

$$\Delta R_{average} = \frac{1}{M} \sum_i^M \Delta R_i,$$

$M$  – количество сеансов измерений, для которых проводился данный тест.

На рис 10.1 показано изменение приращения дальности до двух GPS спутников, измерительная информация которых принималась по 0 и 7 каналам.

Для 0 канала величина изменения приращения дальности не превышала 10-20 см. Для 7 канала эта величина временами достигала 5-10 м, то есть была в 50 раз больше.

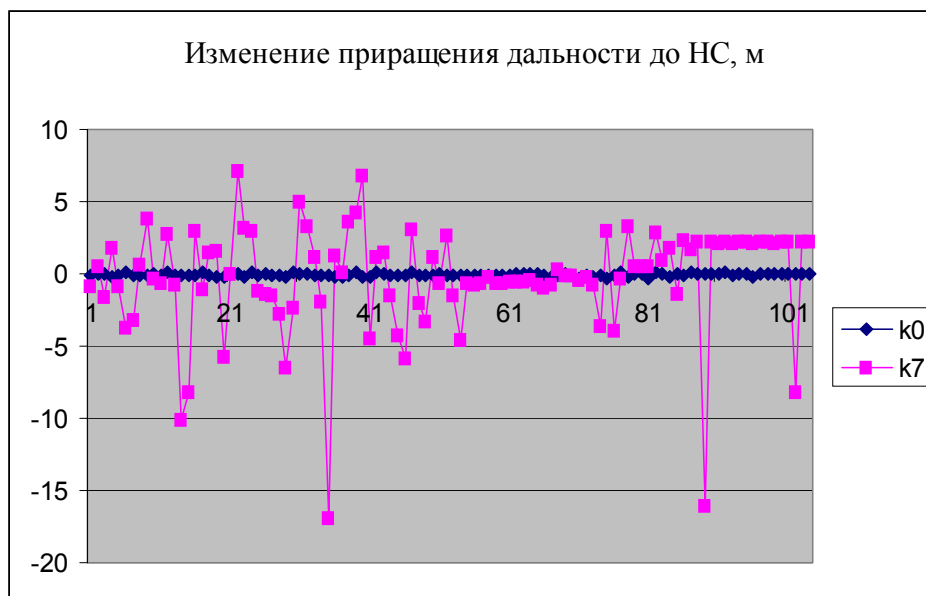


Рис.10.1. Изменение приращения дальности до двух спутников, м, GPS/WAAS навигация, режим "точная посадка", дата теста 23/09/99.

После проведения дополнительного анализа влияния различных факторов на точность навигации, было установлено, что причина возникновения данного неверного измерения – это плохие условия радиовидимости соответствующего навигационного спутника. Значение величины угла возвышения этого спутника составляла всего  $8^{\circ}$ - $10^{\circ}$ , что незначительно превышало минимально допустимое значение.

Это всего лишь один реальный пример неверного измерения, которое может возникнуть при плохих условиях радиовидимости навигационного спутника. При тестировании RAIM алгоритмов обычно неверные измерения моделируются при помощи добавления некоторой дополнительной величины в измеренной дальности до спутника. Причем эта величина может быть как случайной, так и некоторой детерминированной функцией. Ниже будет рассмотрен такой прием.

## 12.2 Алгоритм RAIM для обработки дальномерных измерений

На основе введенных в 5 разделе обозначений линеаризованное уравнение для невязки дальномерных измерений можно записать в виде:

$$\Delta\eta = G \cdot \Delta X + \varepsilon, \quad (10.1)$$

где  $\Delta\eta$  – невязка дальномерных N измерений (измерений дальностей до N спутников), вектор [N x 1];

$G$  – геометрическая матрица навигационных вычислений или матрица навигационных наблюдений, [N x 4];

$\Delta X = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta B]^T$  – поправка в положении потребителя по отношению к опорному, в окрестности которого и проведена

линеаризация;

$\varepsilon$  – ошибки дальномерных измерений, вектор  $[N \times 1]$ .

В соответствии с методом наименьших квадратов при использовании одномоментных дальномерных измерений решение навигационной задачи есть:

$$\Delta \hat{X} = (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W \cdot \Delta \eta, \quad (10.2)$$

где  $\Delta \hat{X}$  – оценка положения потребителя;

$W$  – весовая матрица измерений.

На основе уравнений (10.1) и (10.2) можно вычислить оценку ошибок дальномерных измерений:

$$\hat{\varepsilon} = \Delta \eta - G \cdot \Delta \hat{X} = (I - G \cdot (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W) \cdot \Delta \eta \quad (10.3)$$

Введем в рассмотрение следующую скалярную величину, являющейся взвешенной суммой квадратов ошибок дальномерных измерений:

$$\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon} = [(I - G \cdot (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W) \cdot \Delta \eta]^T \cdot W \cdot [(I - G \cdot (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G \cdot W) \cdot \Delta \eta] \quad (10.4)$$

В качестве тестовой статистики для принятия решения о наличии неверного дальномерного измерения используется взвешенная сумма квадратов ошибок дальномерных измерений:

$$\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}} \quad (10.5)$$

Проведенные исследования на реальном оборудовании и с реальными измерительными данными показали, что взвешенная сумма квадратов ошибок дальномерных измерений  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  является наиболее адекватным критерием в задаче о наличии неверного измерения. Этот критерий универсален, поскольку характер дальномерных измерений может быть любой: GPS, WAAS, ГЛОНАСС, барометрические данные.

Из теории вероятностей известно, что случайная величина  $\chi_n^2 = \xi_1^2 + \xi_2^2 + \dots + \xi_n^2$  имеет распределение  $\chi^2$  с  $n$  степенями свободы, если она образована как сумма квадратов  $n$  взаимно независимых случайных величин  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ , одинаково нормально распределенных с математическим ожиданием равным нулю и с единичной дисперсией. В работе [86] было сделано предположение, что сумма квадратов ошибок дальномерных измерений  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$  имеет  $\chi^2$  распределение с  $N-4$  степенями свободы, где  $N$  – число спутников, участвующих в навигационном сеансе. Данное предположение

основывается в свою очередь на другом предположении о характере ошибок дальномерных спутниковых измерений: при спутниковой навигации ошибки дальномерных измерений  $\varepsilon_i$  есть центрированные случайные величины, распределенные по нормальному закону. Условие же о величине дисперсии выполняется: так как диагональными элементами весовой матрицы  $W$  являются величины, обратные дисперсиям ошибок дальномерных измерений, то СКО величин  $\hat{\varepsilon}_i / \sigma_i$  равно 1. После определения тестовой статистики для организации вычислительной процедуры RAIM алгоритма необходимо определить порог  $T$ , при превышении которого статистикой  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  считается, что в составе измерений есть неверное измерение.

При разработке навигационного оборудования обычно регламентируется вероятность ложного обнаружения неверного измерения  $P_{FA}$  (*FA – False Alarm*). Так, для авиационного GPS/WAAS навигационного оборудования ложное обнаружение неверного измерения допустимо с вероятностью меньше или равной  $10^{-5}$  в течение одного часа полета, что соответствует величине  $P_{FA}=3.33 \times 10^{-7}$ .

Величина порога  $T$  зависит от значения вероятности  $P_{FA}$  ложного обнаружения неверного измерения в составе измерений следующим образом

$$1 - P_{FA} \geq P\{(\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}) \leq T^2\} \quad (10.6)$$

Следовательно, с учетом предположения о том, что случайная величина  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$  имеет  $\chi^2$  распределение с  $N-4$  степенями свободы, можно записать

$$1 - P_{FA} = \frac{1}{\Gamma(a)} \int_0^{T^2} e^{-s} \cdot s^{a-1} ds, \quad (10.7)$$

где  $a$  – число степеней свободы, деленное на 2,  $a = \frac{N-4}{2}$ ,  
 $\Gamma(\dots)$  – неполная  $\Gamma$ -функция.

Нетрудно видеть, что на основе уравнения (10.7) можно заранее рассчитать значения порога  $T = T(N, P_{FA})$  для требуемой величины вероятности  $P_{FA}$  и для различного числа спутников  $N$ . Это дает возможность упростить реализацию RAIM алгоритма в навигационном приемнике.

В таблице 10.2 приведены значения порога  $T$  для числа спутников  $N$  в диапазоне от 5 до 16. Максимальное число  $N=16$  соответствует видимости 14 спутникам GPS и 2 спутникам WAAS.

Таблица 10.2. Величина порога  $T$ ,  $P_{FA}=3.33 \times 10^{-7}$ , GPS/WAAS навигация.

|     |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $N$ | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     | 10    | 11    | 12    | 13    | 14    | 15    |
| $T$ | 5.104 | 5.462 | 5.739 | 5.975 | 6.186 | 6.379 | 6.558 | 6.725 | 6.883 | 7.034 | 7.177 |

Таким образом, в алгоритме RAIM принятие решения о наличии неверного измерения заключается в сравнении текущего значения статистики  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  с величиной порога из таблицы 10.2. И если значение  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  превышает порог  $T$  для соответствующего числа видимых спутников  $N$ , то в составе дальномерных измерений есть неверное измерение.

Таблица 10.3. Обнаружение ошибки в измерении дальности, GPS/WAAS навигация, режим "точная посадка".

| Время, сек | $N$ | RSS, м | ErH, м | ErV, м | $\Delta R$ , м | RSS, м | ErH, м | ErV, м | $T$ |
|------------|-----|--------|--------|--------|----------------|--------|--------|--------|-----|
| 410360     | 7   | 5.7    | 5.5    | 1.5    | 0              | 5.7    | 5.5    | 1.5    | 0   |
| 410360.2   | 7   | 5.6    | 5.4    | 1.5    | 0.2            | 5.5    | 5.3    | 1.4    | 0   |
| 410373     | 9   | 6.7    | 5.7    | 3.6    | 13             | 6.9    | 5.6    | 4      | 0   |
| 410373.2   | 9   | 6.8    | 5.6    | 3.9    | 13.2           | 7      | 5.6    | 4.1    | 1   |

В таблице 10.3 приведены данные теста об обнаружении искусственно созданной ошибки в измерении дальности до спутника. В качестве исходных данных для моделирования использовались ранее накопленные сырые GPS/WAAS данные. В данном тесте к измерениям дальности до одного  $i$ -го спутника добавлялась нарастающая во времени ошибка:  $R_i = R_i + \Delta R$ ,  $d(\Delta R)/dt = 1$  м/с.

Таблица 10.3 была получена на основе данных GPS/WAAS навигации, 23/09/99, AOR-W. В первом столбце указано текущее время, во втором – число видимых спутников. В столбцах 3-5 приведены данные навигации без добавления ошибки, RSS – ошибка определения положения в пространстве, ErH – горизонтальная ошибка, ErV – вертикальная ошибка. В остальных столбцах показаны ошибки навигации с добавленной ошибкой, величина которой есть  $\Delta R$ . В последнем столбце указан результат сравнения величины  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  с порогом  $T$ : если  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}} \leq T$ , то 0, если  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}} > T$ , то 1.

Как видим, была обнаружена ошибка в измерении дальности до одного спутника, когда ее величина достигла 13.2 м. При этом изменения в точности GPS/WAAS навигации оказались крайне незначительными: всего 20-40 см.

Данное тестирование носило ограниченный, иллюстративный характер, поскольку ставило целью удостовериться в работоспособности RAIM

алгоритма.

Для поиска неверного измерения применяется следующая вычислительная процедура. Последовательно удаляется каждое  $i$  измерение ( $i = 1, \dots, N$ ) и на основе оставшихся  $\{N-1\}_{\setminus i}$  измерений решается задача определения положения. Знак " $\setminus i$ " означает, что  $i$ -измерение исключено из состава измерений. Очевидно, что в случае, когда из состава измерений исключено неверное измерение, то оценка положения потребителя будет меньше всего отличаться от оценки положений, вычисленной на предыдущем сеансе измерений по всем  $\{N\}$  измерениям.

Математическая постановка задачи поиска неверного измерения может быть записана в виде:

$$j = \arg \min_{i=1, \dots, N} K \{N-1\}_{\setminus i} \quad (10.8)$$

здесь  $K \{N-1\}_{\setminus i}$  – критерий, характеризующий отличие оценки положения потребителя на основе  $N-1$  измерений от эталонной оценки,  $i$ -измерение исключено из состава измерений.

В качестве эталонной оценки положения потребителя используется оценка, вычисленная на основе всех  $N$  измерений на предыдущем сеансе измерений.

Выбор наилучшего критерия  $K \{ \dots \}$ , при котором бы наиболее проявлялось влияние неверного измерения, основывался на сравнительном анализе следующих возможных критериев:

1.  $\left\| \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z & \Delta B \end{matrix} \Big|_{\{N\}}^T - \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z & \Delta B \end{matrix} \Big|_{\{N-1\}}^T \right\|$  – расстояние между поправками к положению потребителя с учетом ухода часов приемника, вычисленных на основе  $\{N\}$  и  $\{N-1\}$  измерений соответственно;
2.  $\left\| \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z \end{matrix} \Big|_{\{N\}}^T - \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z \end{matrix} \Big|_{\{N-1\}}^T \right\|$  – расстояние между поправками к положению потребителя, вычисленных на основе  $\{N\}$  и  $\{N-1\}$  измерений соответственно;
3.  $\begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z \end{matrix} \Big|_{\{N\}}^T \bullet \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z \end{matrix} \Big|_{\{N-1\}}^T$  – скалярное произведение векторов-поправок к положению потребителя, вычисленных на основе  $\{N\}$  и  $\{N-1\}$  измерений соответственно;
4.  $\left\| \begin{matrix} \Delta x & \Delta y & \Delta z \end{matrix} \Big|_{\{N-1\}}^T \right\|$  – норма поправки к положению потребителя, вычисленной на основе  $\{N-1\}$  измерений;
5.  $\left\| \begin{matrix} North & East \end{matrix} \Big|_{\{N\}}^T - \begin{matrix} North & East \end{matrix} \Big|_{\{N-1\}}^T \right\|$  – расстояние между поправками к положению потребителя в горизонтальной плоскости, вычисленных на основе  $\{N\}$  и  $\{N-1\}$  измерений соответственно;



6.  $\|North \ East\}_{\{N-1\}}^T$  – норма поправки к положению потребителя в горизонтальной плоскости, вычисленной на основе  $\{N-1\}$  измерений.

Сравнительный анализ показал, что критерий  $\|\Delta x \ \Delta y \ \Delta z\}_{\{N\}}^T - \|\Delta x \ \Delta y \ \Delta z\}_{\{N-1\}}^T$  (расстояние между поправками к положению потребителя, вычисленных на основе  $\{N\}$  и  $\{N-1\}$  измерений соответственно) обладает достаточно хорошими характеристиками и позволяет корректно выявить неверное измерение.

Таким образом, программная реализация RAIM алгоритма заключается в следующем. На первом шаге вычисляется значение тестовой статистики  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  и сравнивается с заранее вычисленным порогом  $T$ . Если порог  $T$  не превышен, то делается вывод об отсутствии неверного измерения и на этом RAIM алгоритм завершает свою работу. Иначе, то есть при превышении статистикой  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$  порога  $T$ , в составе измерений есть неверное измерение и необходимо это измерение найти. Поиск неверного измерения происходит на втором шаге и заключается в поочередном исключении каждого измерения из состава измерений и вычислении значения критерия  $\|\Delta x \ \Delta y \ \Delta z\}_{\{N\}}^T - \|\Delta x \ \Delta y \ \Delta z\}_{\{N-1\}}^T$ . При исключении неверного измерения значение критерия будет наименьшим из всех остальных.

Очевидно, что при наличии в составе измерений, например, двух неверных измерений данную процедуру надо повторить дважды. На практике же часто ограничиваются поиском только одного неверного измерения. Недостатком данного алгоритма RAIM является необходимость знания дисперсий ошибок дальномерных измерений. Поскольку только в этом случае величина значения порога  $T$ , вычисленная на основе (10.6)-(10.7), будет корректным. При GPS/WAAS навигации статистические характеристики ошибок измерений определяются при помощи специальных алгоритмов на основе передаваемых WAAS-данных. Поэтому применение данного RAIM алгоритма в GPS/WAAS навигации не вызывает никаких проблем.

Почти такая же ситуация и в случае GPS навигации: эфемериды GPS спутников содержат информацию о точности измерения дальности. Правда, при GPS навигации не используются никаких дополнительных методик для уточнения статистических характеристик ошибок дальномерных измерений. Тем не менее, применение в GPS навигации данного RAIM алгоритма вполне корректно.

Совершенно другая ситуация обстоит при комплексировании GPS и ГЛОНАСС спутников. Передаваемые ГЛОНАСС эфемериды не содержат данные о точности измерения дальности до соответствующего спутника. (Такие данные планируется передавать спутниками ГЛОНАСС-М.)

Точность известна только приблизительно. Поэтому при формировании весовой матрицы  $W$  все элементы, характеризующие ошибки измерений дальности до ГЛОНАСС спутников, имеют одинаковые значения. И в случае GPS+ГЛОНАСС навигации нельзя применять данные таблицы 10.2. Для расчета порога  $T$  применительно к GPS+ГЛОНАСС навигации было проведено численное моделирование с использованием специализированного пакета "Satellite Navigation Toolbox" [157]. Данный пакет предназначен для проведения расчетов в области спутниковой навигации на основе математического программного комплекса MatLab. Численные расчеты показали, что значения порога  $T$  для GPS+ГЛОНАСС навигации приблизительно в три раза больше, чем представленные в таблице 10.2. Причина этого заключается, во-первых, в больших ошибках измерения дальности до ГЛОНАСС спутников. Во-вторых, при GPS+ГЛОНАСС навигации существует еще одна дополнительная ошибка знания смещения временных системных шкал.

Таблица 10.4. Величина порога  $T$ ,  $P_{FA}=3.33 \times 10^{-7}$ , GPS+ГЛОНАСС навигация.

|     |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $N$ | 5     | 6     | 7     | 8     | 9     | 10    | 11    | 12    | 13    | 14    | 15    |
| $T$ | 18.18 | 21.61 | 24.47 | 27.01 | 29.34 | 31.52 | 33.62 | 35.73 | 37.83 | 39.93 | 42.03 |

При проведении расчетов использовались штатные конфигурации GPS и ГЛОНАСС систем и следующие данные о точности дальномерных измерений:  $\sigma_{GPS} = 10$  м,  $\sigma_{ГЛОНАСС} = 15-20$  м.

### 12.3 Модифицированный RAIM алгоритм

Проанализируем предположения о том, что величина  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$ , используемая в RAIM алгоритме в качестве тестовой статистики, имеет  $\chi^2$  распределение с  $N-4$  степенями свободы, где  $N$  – число спутников, участвующих в навигационном сеансе. Напомним, что случайной величиной  $\chi_n^2 = \xi_1^2 + \xi_2^2 + \dots + \xi_n^2$ , подчиняющейся распределению  $\chi^2$  с  $n$  степенями свободы, называют сумму квадратов  $n$  взаимно независимых случайных величин  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ , одинаково нормально распределенных с математическим ожиданием равным нулю и с единичной дисперсией. Очевидно, что предположение о нормальном распределении ошибок дальномерных спутниковых измерений не вызывает особых возражений. Предположение же, что ошибки дальномерных измерений  $\varepsilon_i$  являются независимыми и центрированными, неправильно: измерения дальностей проводятся на одном приемнике, используются одни и те же методики для вычисления тропосферных и ионосферных погрешностей. А это означает, что ошибки дальномерных измерений  $\varepsilon_i$  имеют систематические ошибки. Следовательно, величина  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$ , используемая в качестве тестовой

статистики, имеет нецентральное  $\chi^2$  распределение.

Еще одно замечание. Был проведен анализ условий, когда точность навигации ухудшалась. В большинстве этих случаев величина  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$  имела значения, близкие к пограничному порогу  $T$ .

Поэтому был предложен алгоритм оптимизации состава измерений, повышающий точность навигации. Алгоритм заключается в поиске и удалении измерения, которое ухудшает точность навигации. Данный алгоритм используется при значениях тестовой статистики  $\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}$  не превышающий порог  $T$ . Если порог превышен, то применяется алгоритм RAIM, представленный в параграфе 10.2. Поскольку наибольшие ошибки измерений возникают при небольших углах возвышения, то в данном алгоритме может исключаться измерение, соответствующее спутнику с углом возвышения не более  $50^\circ$ .

На рис. 10.2 представлена схема, когда используется алгоритм оптимизации состава измерений.

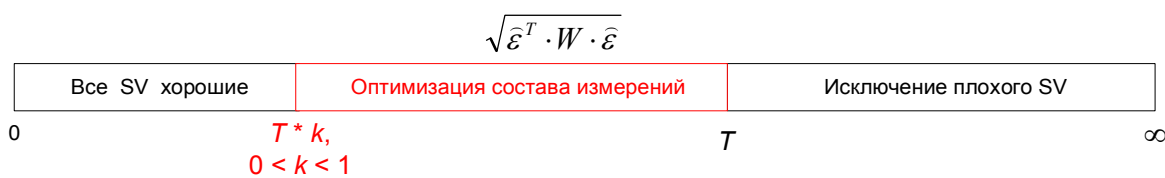


Рис.10.2. Условия применения алгоритма оптимизации состава измерений.

Блок-схема модифицированного алгоритма RAIM, включающего оптимизацию состава измерений, представлена на рис. 10.3. На этой блок-схеме выделена часть алгоритма, реализующего оптимизацию состава измерений.

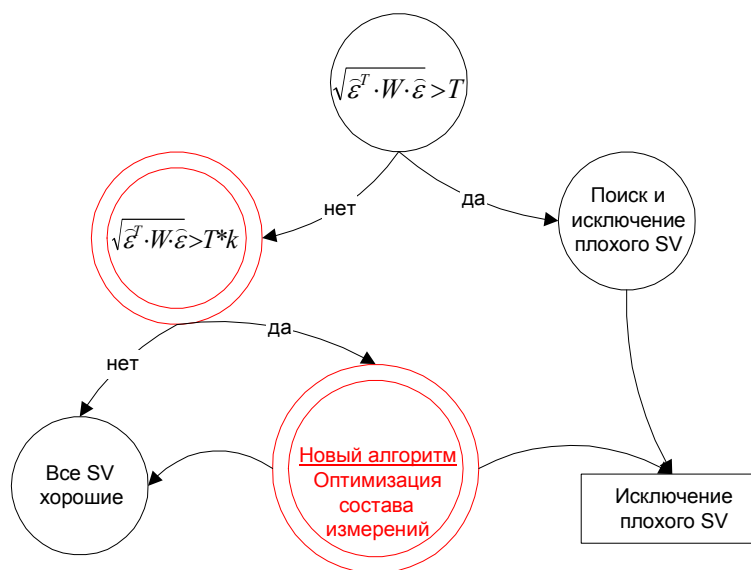


Рис.10.3. Блок-схема модифицированного RAIM алгоритма.

Величина коэффициента  $k$ , фактически определяющая как часто будет применяться алгоритм оптимизации состава измерений, определялась на основе тестирования. Понятно, что если  $k = 0$ , то при каждом навигационном сеансе будет использоваться алгоритм оптимизации состава измерений. Но если величина тестовой статистики  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}}$ , характеризующей ошибки измерений, имеет маленькое значение, то, следовательно, ошибки измерений невелики и нет смысла проводить оптимизацию состава измерений. Поэтому величина коэффициента  $k$  при выборе наилучшего значения ограничивалась снизу:  $k > 0.3$ .

Теперь рассмотрим способ поиска измерения, удаление которого сможет повысить точность навигации. Данный способ основывается на вычислении вероятности принадлежности каждой  $i, i = 1, \dots, N$  из  $N$  тестовых статистик  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}_{\{N-1\}}}$  определенному отрезку  $[T_1, T_2]$ . Причем начало и конец этого отрезка вычисляется на основе значений (реализаций) всех остальных  $N-1$  статистик. Тестовые статистики  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}_{\{N-1\}}}$  вычисляются при удалении по очереди каждого из  $N$  измерений.

При вычислении вероятности  $P \left\{ T_1 \leq \sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}_{\{N-1\}}} \leq T_2 \right\}$  для упрощения

расчетов функция плотностей вероятностей величины  $\sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}_{\{N-1\}}}$  аппроксимировалась гауссовой. Далее найденное значение вероятности

сравнивалось с заданным:  $1 - P_{FA} \geq P \left\{ T_1 \leq \sqrt{\hat{\varepsilon}^T \cdot W \cdot \hat{\varepsilon}_{\{N-1\}}} \leq T_2 \right\}$ . В случае, если это условие нарушается, то делается вывод об исключении данного измерения из состава измерений.

На основе данных тестирования было выбрано значение коэффициента  $k = 0.6$ .

Сравнение точности навигации с применением модифицированного RAIM алгоритма, использующего оптимизацию состава измерений, проводилось на основе вычисления разницы между ошибками определения положения в пространстве:  $\Delta F = F3_{\text{Обычный RAIM}} - F3_{\text{Мод. RAIM}}$ .

Графики, характеризующие значения величины  $\Delta F$ , представлены на рис. 10.4 и 10.5.

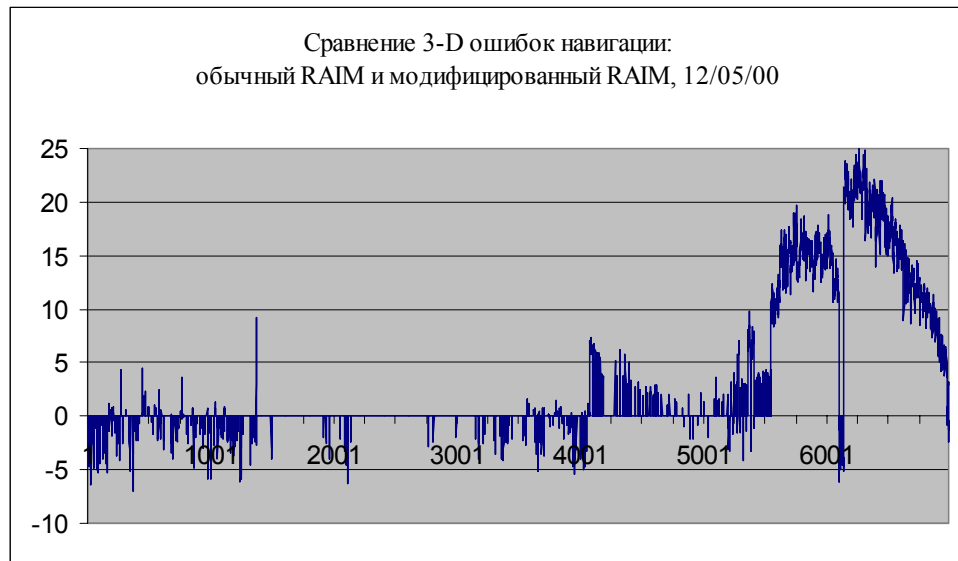


Рис. 10.4. Сравнение ошибок определения положения в пространстве при использовании обычного и модифицированного RAIM алгоритмов, м.

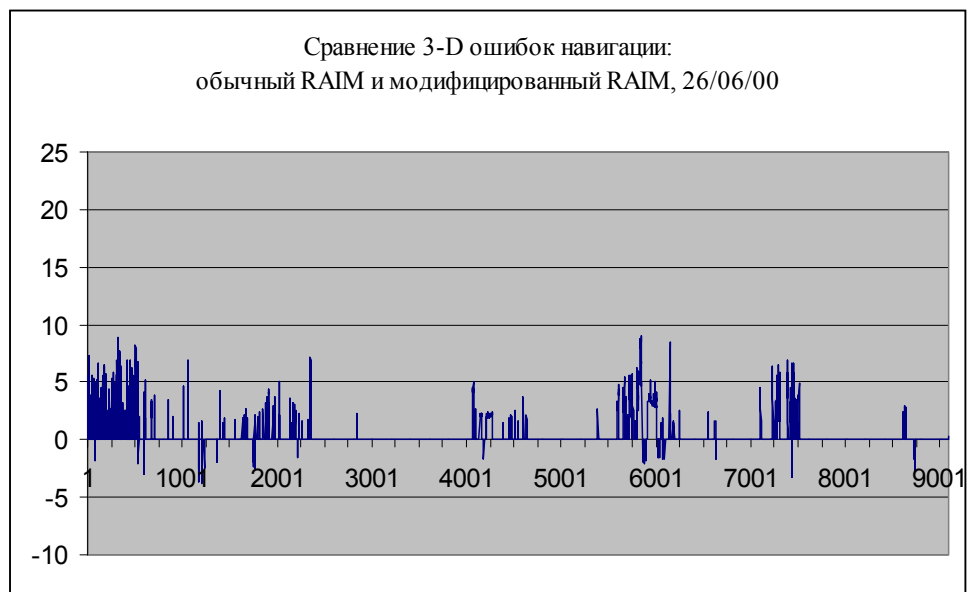


Рис. 10.5. Сравнение ошибок определения положения в пространстве при использовании обычного и модифицированного RAIM алгоритмов, м.

Результаты сравнения точности GPS+ГЛОНАСС навигации при использовании обычного RAIM алгоритма и его модификации представлены в таблице 10.5.

Таблица 10.5. Сравнение RAIM алгоритмов, GPS+ГЛОНАСС навигация.

|  |          |          |
|--|----------|----------|
| Дата записи сырых данных   | 12/05/00 | 26/06/00 |
| Количество сеансов измерений   | 6988     | 9090     |
| $\Delta F$ , среднее по всем сеансам измерений   | 2.9 м    | 0.1 м    |
| Доля сеансов измерений, когда применялся модифицированный RAIM алгоритм                        | 30%      | 7%       |
| $\Delta F$ , среднее по тем сеансам измерений, когда применялся модифицированный RAIM алгоритм | 9.6 м    | 1.5 м    |

Как видим из представленных данных, улучшение точности навигации при использовании модифицированного RAIM может достигать 25 м! Но, разумеется, это зависит от условий проведения навигационных сеансов. Так, в тесте 26/06/00 были благоприятные условия для навигации, поэтому оптимизация состава измерений практически не применялась. Но если при навигации некоторые дальности до спутников измеряются с большими ошибками (навигация при неблагоприятных условиях) применение предложенного модифицированного RAIM алгоритма позволяет повысить точность определения положения.

## 13 Спутниковая система Galileo

В данном разделе приводятся основные сведения о системе Galileo, о ее структуре, точностных характеристиках и перспективах развития.

### 13.1 Программа GNSS-1 и её назначение

С 1993 года по инициативе Европейского Космического Агентства (ESA), Европейской Комиссии (ЕС) и Европейской Организации по обеспечению безопасности полетов (Eurocontrol) начались работы по созданию спутниковой системы функционального дополнения к системам ГЛОНАСС и GPS. Эта система, получившая название EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) - Европейская дополнительная геостационарная навигационная служба, – послужила прологом к созданию Европейской навигационной спутниковой системы Galileo. С помощью системы EGNOS с борта геостационарных спутников для потребителей существующих глобальных спутниковых навигационных систем, таких как самолёты, корабли и аварийные службы, передаются данные дифференциальной коррекции, информация о целостности системы и другая дополнительная информация. Технология работы системы EGNOS сводится к следующим процедурам. На наземные станции поступают сигналы с борта спутников систем ГЛОНАСС и GPS. С помощью специальной аппаратуры EGNOS происходит преобразование принятых сигналов, повышающее точность навигационного определения. Скорректированные сигналы снова излучаются

на борт трёх гражданских геостационарных спутников. Наконец, приёмная аппаратура EGNOS, установленная на борту подвижных потребителей, принимает с борта геостационарных спутников телеметрическую информацию, обеспечивающую точное навигационное определение. В реализации программы EGNOS, участвуют несколько стран Европы, включая Англию, Францию, Германию, Италию, Испанию, Португалию, Норвегию, Голландию, Швейцарию и Австрию. Предполагается, что в программе примут участие Канада, наряду со странами Восточной Европы, Африки, Латинской Америки, Ближнего Востока и Азии, которые получают значительную выгоду от расширения зоны покрытия, что и подтвердит эффективность системы GNSS-1.

В 1998 году группа компаний, в которую вошли компании Alenia Aerospazio и DaimlerChrysler Aerospace, возглавляемая компанией Alcatel Space, получила контракт на разработку системы EGNOS в течение 51 месяца на сумму \$160 млн. Контракт на поставку цезиевых и рубидиевых атомных часов для наземных станций измерений и диагностики целостности сигнала RIMS (Ranging and Integrity Monitoring Station) выиграла в 2001 году американская компания Datum Incorporated. В оснащении этой станции электронно-измерительным оборудованием принимают участие компании Alenia Spazio, Indra Espacio, Thales Avionics.

Предполагалось продемонстрировать экспериментально совместную работоспособность систем функционального дополнения американской WAAS, европейской EGNOS и японской MSAS с помощью ретрансляторов на борту двух спутников Inmarsat AOR-E и IOR, японского спутника MTSAT и телекоммуникационного спутника-демонстратора Artemis. В качестве РН для спутника MTSAT применяется японская РН Н-2, а для спутника Artemis может быть использована либо японская РН Н-2А, либо европейская РН Ариан-5. При проведении экспериментальной отработки системы EGNOS предполагалось задействовать не менее 12 (из более 40 будущих станций системы Galileo) наземных станций.

Однако к 2000 году были обеспечены условия проведения лишь ограниченного эксперимента из-за разрушения спутника MTSAT, вызванного аварией РН Н-2, и проблемами, связанными с программным комплексом системы WAAS. В 2000 и 2001 годах с использованием спутников Inmarsat AOR-E и IOR были проведены экспериментальные навигационные определения, показавшие возможность определения положения движущегося объекта с погрешностью до 1 м. Схема экспериментальных измерений с использованием двух спутников Inmarsat AOR-E (регион над Атлантическим океаном) и IOR (регион над Индийским океаном), опорных станций и других компонент наземного комплекса, расположенных в Европе, Южной Африки и на острове Куру, применительно к системе EGNOS, показана на рис. 11.1.

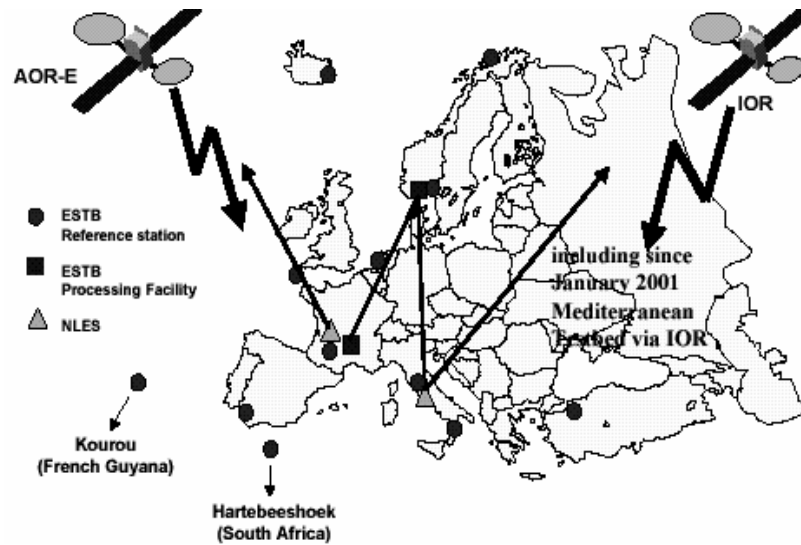


Рис.11.1. Схема экспериментальных измерений с использованием спутников системы Inmarsat:

AOR-E – спутник, расположенный над Атлантическим океаном;  
 IOR – спутник, расположенный над Индийским океаном.

В системе EGNOS будет задействовано 3 геостационарных спутника: AOR-E, IOR, Artemis. Общая схема системы показана на рис.11.2 .

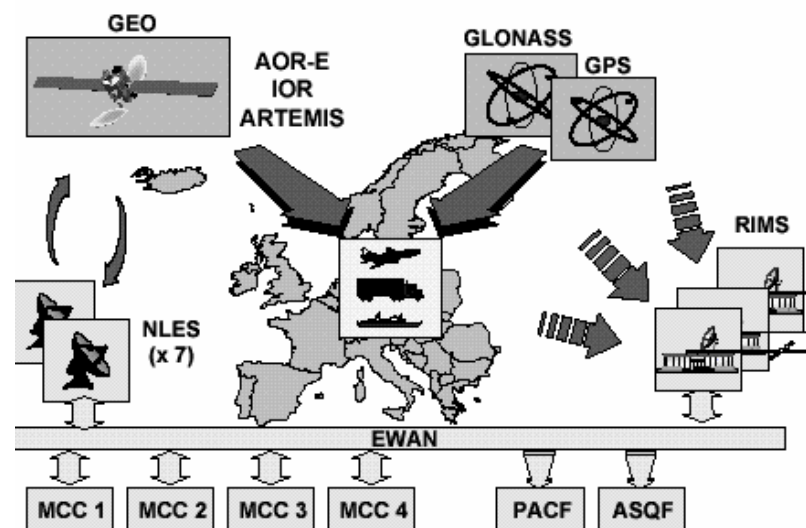


Рис. 11.2. Структура системы EGNOS.

О качестве навигационного определения с помощью системы EGNOS можно судить по основным характеристикам применительно к различным областям использования, представленным в таб. 11.1.

Таблица 11.1. Основные характеристики навигационного определения системы EGNOS.



| Гражданское   |                    |   |   |  |
|---|--------------------|---|---|--|
| самолётОВОЖДЕНИЕ  |                    | морское судоходство   |   |  |
| Точность в горизонтальной плоскости, м  | 220                | Зона покрытия   | Акватория океана (расстояние до берега свыше 50 NM) | Акватория прибрежной зоны (расстояние до берега менее 50 NM) |
| Риск потери сигнала   | $10^{-7}/\text{ч}$ | Точность в горизонтальной плоскости, м  | 10-100  | 10   |
| Время упреждения о сигнале тревоги, с   | 10                 | Время упреждения о сигнале тревоги, с   | 10  | 10   |
| Предельная погрешность определения положения в горизонтальной плоскости (HAL), NM | 0.3                | Предельная погрешность определения положения в горизонтальной плоскости (HAL), NM | 25-250  | 25   |
| Непрерывность   | $10^{-5}/\text{ч}$ | Надёжность  | $3.4 \times 10^{-8}/\text{ч}$                       | $3.4 \times 10^{-8}/\text{ч}$                                |

Следует заметить, что система EGNOS будет впоследствии интегрирована в систему Galileo, но этот процесс может занять длительное время; предположительно, он может завершиться к 2015 году. При этом обе системы будут функционировать независимо, чтобы избежать случаев совместных неполадок. Обретенный за время развития и внедрения системы EGNOS опыт в различных областях, таких как, отработка технических характеристик, эксплуатация, конструкторские решения и аппаратурное обеспечение, стандартизация и сертификация, проверки состояния системы и подтверждение её штатных эксплуатационных характеристик, управление и административно-правовые аспекты, развитие областей применения, работа сети наземных станций и комплексов управления, будет эффективно использован при построении и становлении системы Galileo.

Процесс интеграции пройдет в три этапа:

- на начальном этапе благодаря высокому уровню эксплуатационных характеристик системы EGNOS потребителям навигационной информации будет гарантировано целостное обслуживание системами GPS и ГЛОНАСС с помощью космического сегмента (геостационарные спутники, обеспечивающие потребителей дополнительными данными о

- псевдорасстояниях) и наземного сегмента (наземная служба станций контроля и диагностики целостности сигнала и служба дифференциального расширения);
- начиная с 2006/2008 годов инфраструктура системы EGNOS будет интегрирована в систему Galileo по следующей схеме: наземный сегмент, необходимый для определения целостности и коррекции сигналов GPS и ГЛОНАСС, будет подвергнут реструктуризации с целью сделать его общей частью наземного сегмента системы Galileo, а космический сегмент системы EGNOS вплоть до 2015 года будет функционировать в прежнем режиме передачи дополнительных данных о псевдорасстояниях;
  - начиная с 2015 года служба по обеспечению целостности сигнала систем GPS и ГЛОНАСС станет одной из функциональных частей системы Galileo при оптимизации работы этой службы в соответствии с преобладающими к тому времени требованиями потребителей.

### 13.2 Программа GNSS-2 и её назначение

Несмотря на видимые успехи в развитии системы EGNOS, следует считаться с тем, что с её помощью Европе нельзя будет добиться достаточного уровня контроля системы GNSS, а также обеспечивать навигационный сигнал с гарантированной доступностью и требуемыми потребителями характеристиками. Вот почему по инициативе Европейского Совета в 1999 году параллельно с мероприятиями по развитию системы EGNOS начались подготовительные работы по формированию облика системы Galileo. В состав этой системы должна войти орбитальная группировка, обеспечивающая глобальное покрытие, предлагаемая в качестве европейского вклада в общемировую космическую систему, получившую наименование GNSS-2. Схема этой системы приведена на рис.11.3.

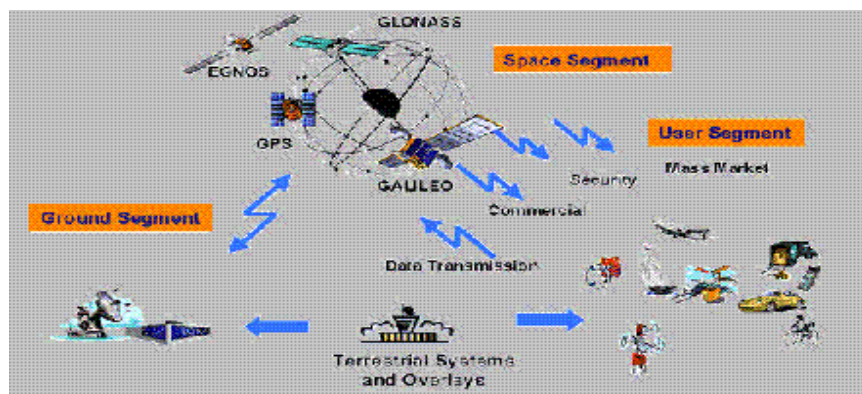


Рис. 11.3. Схема системы GNSS-2.

Комбинированное использование систем Galileo, EGNOS, GPS/ГЛОНАСС приведёт к общему повышению уровня характеристик, обеспечит увеличение

доступности и надёжности обслуживания, а также будет способствовать повсеместному применению спутниковой навигации всеми потенциальными потребителями.

Европейское сообщество рекламирует систему Galileo как глобальную навигационную систему, которая находится, в отличие от американской GPS и российской ГЛОНАСС, под гражданским управлением и гарантирует непрерывное предоставление навигационных услуг. Создание системы Galileo, по мнению ЕС, позволило бы обеспечить суверенитет Европы в управлении транспортом и в будущей инфраструктуре, в силу того, что

- при создании системы Galileo были использован опыт создания глобальных навигационных спутниковых систем России и США, а также последние технологические достижения в области космонавтики, радионавигации, телекоммуникации и связи,
- система Galileo будет совместима с системами GPS и ГЛОНАСС,
- система Galileo будет обладать гибкой системой оплаты, для тех потребителей, которые предъявляют повышенные требования к качеству навигационного обеспечения,
- уровень бесплатного навигационного обеспечения, гарантированный системой Galileo, будет эквивалентен уровню - для гражданских потребителей модернизированной системы GPS,
- технические и технологические результаты внедрения системы Galileo в различных областях применения обеспечат значительный социально-экономический эффект как внутри стран Европейского Союза, так и за его пределами.

Для всех видов услуг в системе GALILEO планируется обеспечение следующих характеристики точности и доступности навигации потребителя:

|  |     |       |
|--|-----|-------|
| Точность по горизонтали ( $2\sigma$ )            | 4 м |       |
| Точность по вертикали ( $2\sigma$ )              | 8 м |       |
| Глобальная доступность при угле места $10^\circ$ |     | 0.999 |

Для применений, критичных с точки зрения безопасности потребителей, для коммерческих услуг, для государственных спецслужб обеспечивается сигнал целостности со следующими характеристиками на глобальном уровне:

|                                |                     |
|--------------------------------|---------------------|
| Риск целостности               | $3.5 \cdot 10^{-7}$ |
| Предел ошибки по вертикали     | 20 м                |
| Предел ошибки по горизонтали   | 12 м                |
| Время передачи сигнала тревоги | 6 с                 |

С применением локальных сегментов система GALILEO предполагает обеспечить точность и целостность, удовлетворяющие требованиям посадки по категории CAT-III.

Программой Galileo, которая принципиально была одобрена Европейским

Союзом, на уровне руководителей правительств в ноябре 2000 года, предусматривались 4 этапа её реализации:

- определяющий,
- опытно-конструкторский, состоящий из фазы В2 и фазы СD,
- развёртывания орбитальной группировки,
- начала эксплуатации.

Определяющий этап был завершён в начале 2001 года. Он обошёлся в 80 млн. евро, эту сумму поровну заплатили Европейский Союз и Европейское Космическое Агентство (ЕКА). На фазе В2 второго этапа предполагалось завершить формирование облика наземных служб и провести анализ задач предварительного проектирования системы. Планировалось в течение этой фазы согласовать технические требования к системе Galileo, в том числе по оптимизированному совместному использованию с существующими системами и непрерывности предоставления критически важных услуг в кризисных ситуациях.

Одновременно должен был быть запущен механизм тендера для привлечения частного капитала и начаты переговоры с заинтересованными государствами, не входящими в Европейский Союз. Результаты анализа задач предварительного проектирования системы позволят приступить к фазе СD. На этой фазе будет производиться поставка спутников и оборудования наземного комплекса. После завершения опытно-конструкторского этапа начнётся этап развёртывания орбитальной группировки в 2006-2007 годах. С 2008 года планируется начать эксплуатацию системы.

По мере развития программы Galileo Европейскому Союзу приходилось решать целый ряд политических, правовых и финансовых проблем. Политические проблемы, помимо согласования позиций различных стран-участников, затрагивали статус Консорциума, который должен финансировать развёртывание системы в полном объёме, и государственной организации, которая будет эксплуатировать систему. Правовые основы, связанные с учреждением и деятельностью Консорциума, были заложены в Брюсселе в июне 2001 года на заседании Комиссии Европейского Союза. Консорциум - Galileo Joint Undertaking – представляет собой единый юридический субъект, в состав которого входят Европейская Комиссия, Европейское Космическое Агентство, Европейский Инвестиционный Банк и компании, приобретшие акции Консорциума. Консорциум осуществляет общее управление программой Galileo начиная с 2002 года (первоначальная продолжительность управления 4 года). Консорциум несёт ответственность за разработку орбитальной группировки, её развёртывание и за разработку и построение наземного сегмента системы Galileo.

Что касается финансовых вопросов, то этап опытно-конструкторских работ (до 2005 года, общей стоимостью 1.1 млрд. евро), включая запуски экспериментальных навигационных спутников, финансируется поровну ЕКА

и структурами Европейского Союза. Развёртывание системы в полном объёме обойдётся в 2.1 млрд. евро. Эта сумма в основной своей части будет покрыта частными инвесторами, а оставшаяся (не более трети) – из общественных средств Европейского Союза и ЕКА. Эксплуатация системы Galileo будет полностью финансироваться за счёт частного капитала. Здесь уместно заметить, что оценку риска инвестиций в Программу и разработку соответствующего бизнес-плана взяла на себя известная консалтинговая компания Price Waterhouse Coopers. Стоимость этого исследования составила 3 млн. евро, а финансировали его такие компании как Satel Conseil, Ovum, Denton Wilde Sapte, Willis Inspace Deutsche Bank и Nottingham Scintific Limited.

### 13.3 Орбитальная группировка

Номинальная орбитальная группировка системы Galileo состоит из 27 спутников, расположенных в трех орбитальных плоскостях по 9 спутников в каждой. Орбиты круговые, наклонение –  $56^{\circ}$ , высота – 23600 км. В табл. 11.2 приведены Кеплеровы параметры номинальной орбитальной структуры системы Galileo.

Таблица 11.2. Альманах номинальной орбитальной системы Galileo.

| Параметр                                | Значение   |
|---|--|
| Большая полуось                         | 29994 км   |
| Наклонение                              | $56^{\circ}$                                       |
| Эксцентриситет                          | 0.0  |
| Долгота восходящего узла                | $-120^{\circ}, 0^{\circ}, 120^{\circ}$             |
| Скорость ухода долготы восходящего узла | $0.0^{\circ}$ / сутки                              |
| Аргумент перигея                        | $0.0^{\circ}$                                      |
| Средняя аномалия (1-ая плоскость)       | $-160^{\circ} + 40^{\circ} \cdot j, j=0, \dots, 8$ |

Согласно уточненным данным, орбитальная группировка системы Galileo будет состоять из 30 спутников, включая 27 рабочих и 3 запасных, при наличии 8 КА на земле в качестве резервных. Среднеорбитальную группировку могут дополнять несколько геостационарных спутников. Орбитальная группировка обеспечивает адекватное покрытие при поддержке системой Galileo навигационного обслуживания во всемирном масштабе. В состав оборудования каждого спутника входит навигационная аппаратура и ретранслятор, обеспечивающий поиск и спасение. Чувствительную часть бортового комплекса будут составлять два стандарта частоты – рубидиевый и на водородном мазере. Разработкой и производством первого стандарта занимаются две компании: Temex Neuchatel Time и Astrium, второго – итальянская фирма Officine Galileo. В наземном сегменте для контроля хода бортовых часов будет использоваться цезиевый стандарт частоты. Точность

бортового стандарта – порядка  $2 \times 10^{-16}$  с .

Запуски спутников планируются начиная с 2005 года, начало передачи навигационного сигнала – с 2006 года, начало эксплуатации в полном объеме – с 2008 года.

### 13.4 Наземный сегмент

Инфраструктуру наземного сегмента системы Galileo составляют 5 частей:

- наземный комплекс управления и мониторинга,
- региональные комплексы функционального дополнения,
- локальные комплексы функционального дополнения,
- центры обслуживания,
- сегмент потребителей.

**Наземный комплекс** будет включать комплекс управления орбитальной группировкой, а также примерно 14 станций, связанных специальной сетью связи, для мониторинга положения спутников и точности их бортовых часов и вычисления поправок. В настоящее время ведётся проработка концепции целостности в глобальном масштабе. Наземный комплекс будет также обеспечивать совокупность интерфейсов для центров обслуживания, которые оказывают платные услуги, и для наземного сегмента системы COSPAS-SARSAT для поддержки функционирования служб поиска и спасения.

**Региональные комплексы функционального дополнения** включают неевропейские региональные комплексы системы Galileo, которые применительно к определению целостности функционируют в региональном режиме, не прибегая к услугам глобальной службы целостности системы Galileo . Региональные данные о целостности могут идти непосредственно из каждого региона по космическому каналу связи на борт спутника, либо - идти по альтернативному пути через наземный комплекс, а оттуда по космическому каналу связи на борт спутника совместно с данными COSPAS-SARSAT и данными провайдера системы обслуживания. Система EGNOS также входит в число региональных комплексов функционального дополнения, обеспечивая данные о целостности и дифференциальную коррекцию для систем GPS и ГЛОНАСС через геостационарные спутники.

Наличие **локальных комплексов функционального дополнения** вызвано дополнительными требованиями со стороны некоторых групп потребителей. Наряду с решением задач по удовлетворению этих требований локальные комплексы функционального дополнения могут оказывать такие услуги как предоставление

- коммерческих данных (поправок, карт, баз данных),
- дополнительных навигационных сигналов (псевдолитов),

- улучшенных данных по определению местоположения в зонах слабого приёма сигналов, полученных на основе расчётов местоположения с помощью глобальной системы мобильной связи GSM и универсальной мобильной системы телекоммуникаций UMTS,
- каналов мобильной связи.

Система Galileo обеспечивает совокупность интерфейсов для потребителей и провайдеров платных услуг с помощью **центров обслуживания**. В зависимости от функционального назначения, определяемого категорией навигационного обслуживания, эти центры обеспечивают:

- информацию и гарантию архивирования характеристик и других данных,
- управление подпиской на платные услуги и доступом к системе по паролю,
- управление страхованием и ответственностью, разрешением спорных вопросов,
- управление сертификационной и лицензионной информацией,
- коммерческие интерфейсы,
- техническую поддержку при расширении областей применения системы и выработке новых подходов к развитию системы.

**Сегмент потребителей** предполагается оснащать аппаратурой, совместимой с аппаратурой потребителей ГЛОНАСС и GPS, чтобы для определения своего местоположения потребитель мог использовать любую комбинацию спутников всех трёх систем. К этому следует добавить, что система Galileo полностью сопряжена с любой из внешних дополняющих её навигационных систем космического и наземного базирования (ГЛОНАСС, GPS, LORAN-C и др.), обеспечивая комбинированное обслуживание потребителей.

Аппаратура спутников системы Galileo будет осуществлять навигационное обеспечения трёх уровней с использованием для тех или иных уровней 5 сигналов и гибкой системы кодирования информации. Первый уровень предназначен для бесплатного общедоступного обслуживания, второй - для платного обслуживания с обеспечением повышенной точности, третий – для государственной службы безопасности и управления системами транспорта с обеспечением высокой точности. Заявленная погрешность определения положения для первого уровня составляет 4 м, для третьего – 0.45 м, время оповещения потребителя об отказе аппаратуры спутника – 6 с.

Предполагается для повышения точности опробовать для первого и второго уровней технологию устранения неопределённостей трёх несущих фаз – TCAR (Three Carrier phase Ambiguity Resolution).

На спутниках системы Galileo будут установлены специальные ретрансляторы по обеспечению службы COSPAS-SARSAT повышенного качества. Когда потребитель посылает с радиомаяка системы COSPAS-SARSAT сообщение о бедствии, ретранслятор спутника передает его на

наземную станцию COSPAS-SARSAT, которая в свою очередь пересылает его в центр спасения для дальнейшей обработки. Эти передачи ведутся в частотных диапазонах уже отведённых для этой службы. Как только начнётся операция поиска и спасения наземный сегмент COSPAS-SARSAT пошлёт подтверждающее или координирующее сообщение на наземный сегмент системы Galileo, а оттуда такое сообщение пойдёт по каналу космической связи на спутник, находящийся в пределах радиовидимости потребителя, пославшего сигнал бедствия. Это сообщение будет включено в соответствующий навигационный сигнал, посылаемый с борта спутника. Ведутся исследования по обеспечению ограниченного обмена сообщениями между потребителем, терпящим бедствие, и центром поиска и спасения. Что касается частотного спектра, предназначенного для использования в радионавигационных каналах спутников системы Galileo, то он был отработан, обсуждён и согласован на таких форумах Международного союза по радиосвязи ITU (International Telecommunications Union), каковыми являются международные конференции по радиосвязи WRC (World Radio-Communication Conferences).

На определяющем этапе развития системы Galileo из пяти намеченных к использованию сигналов рассматриваются четыре: 2 в нижнем диапазоне L (E5 и E6) и 2 в верхнем диапазоне L (E1 и E2). Диапазон E5 охватывает частоты от 1164 до 1188 МГц, весь диапазон отводится бесплатному обслуживанию и службе по оказанию экстренной помощи и спасению (например, по оказанию медицинской помощи человеку, который внезапно почувствовал себя плохо в дороге и у которого имеется миниатюрный приёмник системы GPS/ГЛОНАСС). Центральная частота диапазона E6 расположена между 1260 и 1300 МГц, полоса шириной 40 МГц отводится под общественные службы. Диапазон E2 от 1559 до 1563 МГц отводится под общественно-регулируемые службы. Наконец, диапазон E1 от 1587 до 1591 МГц приспособлен для нужд бесплатного обслуживания и служб по оказанию экстренной помощи и спасению. Серьёзное внимание будет уделено вопросам кодирования сигналов, излучаемых спутниками, в качестве средства борьбы с помехами, создаваемыми хакерами.

### **13.5 Оценка европейского рынка товаров и услуг применительно к различным областям использования GNSS**

Анализ областей применения глобальной навигационной спутниковой системы в европейском масштабе позволяет дать оценку как состояния на момент исследования, так и определить тенденции и перспективы. Этим анализом охвачены производители, предприятия, оказывающие услуги, и потребители в следующих областях:



- авиация,
- морская навигация,
- автомобильный транспорт,
- железнодорожный транспорт,
- проведение наблюдений за состоянием земной поверхности, проведение геодезических, картографических, маркшейдерских и других изыскательно-измерительных работ,
- сельское хозяйство,
- службы функционального дополнения,
- мобильная связь,
- служба времени и синхронизации,
- персональная навигация.

При проведении анализа рассматривалась номенклатура товаров и услуг в соответствующей области, состав производителей и их продукция, состав предприятий, предоставляющих услуги. Анализировалась мотивация необходимости формирования европейского рынка товаров и услуг. Определялись субъекты, заинтересованные в развитии рынка. Выявлялась доля Европы в объеме мировых продаж и услуг, Определялись тенденции и оценивались перспективы для различных сценариев развития и внедрения системы GNSS.

Рассмотрим краткое содержание анализа навигационного рынка товаров и услуг применительно к авиации, представленного в таб.11.3.

Таблица 11.3. Анализ навигационного рынка товаров и услуг применительно к авиации.

| Аспекты анализа  | Содержание   |   |
|--|--|---|
| Номенклатура товаров и услуг   | <p>Бортовые навигационные приборы, использующие GNSS, или бортовое оборудование системы оптимизации режимов и траектории полёта, в состав которого входят компоненты, использующие GNSS.</p> <p>Наземное вспомогательное оборудование, предназначенное для гражданской авиации, обслуживаемой GNSS.</p> <p>Навигационное обслуживание, осуществляемое органами управления воздушным движением (УВД).</p> |   |
| Производители и их продукция   | Honeywell (США),<br>Trimble (США),<br>Collins (США),<br>Sextant Avionique (Франция),<br>BAE System (Англия)  | Бортовая аппаратура - приёмники GNSS                                  |
|  | Компания   | Доля, %   |
|  | Honeywell (США)  | 36  |
|  | Collins (США)  | 24  |
|  | Sextant Avionique (Франция)  | 10  |
|  | Smith (США)  | 10  |
|  | Litton (США)   | 9   |
|  | BAE System (Англия)  | 7   |
| Lockheed (США)   | 4  | Бортовое оборудование системы оптимизации режимов и траектории полёта |
| На рынке доминируют главным образом американские компании, занявшие эту нишу в качестве расширения своего участия в продаже оборудования УВД | Наземное вспомогательное оборудование  |   |
| На рынке доминируют американские компании:<br>Raytheon,<br>Lockheed Martin,<br>Northrop-Grumman  | Оборудование УВД   |   |

|   |  |                       |
|---|--|-----------------------|
| Предприятия, предоставляющие услуги                                     | National Air Traffic(Англия), Deutsche Flugsicherung (Германия), Direction Generale de l'Aviation Civile (Франция), Ente Nazionale de Assistenza al Volo (Италия), Aeropuertos Espanoles y Navegacion Aerea (Испания), Swisscontrol (Швейцария)                          | Провайдеры службы УВД |
| Мотивация необходимости формирования европейского рынка товаров и услуг | Требования по повышению безопасности полётов на основе использования GNSS  |                       |
|   | Завершение программы GNSS-1  |                       |
|   | Недопустимость зависимости от контролируемой военными американской системы GPS, затрудняющей проведение сертификации и затрагивающей вопросы суверенитета (контроль национального воздушного пространства и управление системой воздушного транспорта европейских стран) |                       |
|   | Рост воздушных перевозок и насыщенности воздушного пространства в районе аэропортов, усложняющий вопросы эшелонирования, вылета и прилёта.   |                       |
| Субъекты, заинтересованные в развитии рынка                             | ICAO, FAA, Национальные государственные авиационные органы, службы УВД, аэропорты и авиакомпании   |                       |
| Доля Европы в годовом объёме мировых продаж товаров и услуг, млн. евро  | Мировой объём продаж в 1999 году   | 200                   |
|   | Объём продаж стран Европейского Союза в 1999 году  | 45                    |

|                                |   |
|--------------------------------|---|
| Тенденции и оценка перспективы | На сегодняшний день все поставщики бортового оборудования в основном это те же, кто в целом занят производством авиационного электронного оборудования. И, если переоснащение существующего парка воздушных судов навигационным оборудованием, адаптированным к системе GPS+SBAS (Satellite Based Augmentation System – спутниковая система функционального дополнения) опередит их переоснащение оборудованием, адаптированным к системе GNSS-2, в таком случае произойдёт резкое сужение рынка навигационного оборудования системы GNSS-2, поскольку уже и новые самолёты будут оснащены интегрированным бортовым оборудованием системы оптимизации режимов и траектории полёта, в состав которого входят компоненты, использующие систему GPS+SBAS. В такой ситуации европейская продукция может иметь весьма ограниченный спрос как продукция немассового производства. |
|--------------------------------|---|

**Тенденции и оценка перспективы.** На сегодняшний день все поставщики бортового оборудования в основном это те же, кто в целом занят производством авиационного электронного оборудования. И, если переоснащение существующего парка воздушных судов навигационным оборудованием, адаптированным к системе GPS+SBAS (Satellite Based Augmentation System – спутниковая система функционального дополнения) опередит их переоснащение оборудованием, адаптированным к системе GNSS-2, в таком случае произойдёт резкое сужение рынка навигационного оборудования системы GNSS-2, поскольку уже и новые самолёты будут оснащены интегрированным бортовым оборудованием системы оптимизации режимов и траектории полёта, в состав которого входят компоненты, использующие систему GPS+SBAS. В такой ситуации европейская продукция может иметь весьма ограниченный спрос как продукция немассового производства.

О соотношении сегментов Европейского рынка навигационных товаров и услуг GNSS, соответствующих различным областям применения, на момент проведения анализа и на момент, непосредственно предшествующий полномасштабному развёртыванию системы GNSS-2, можно судить по итоговым результатам анализа, представленным в таб.11.4.

Таблица 11.4. Структура и динамика европейского рынка навигационных товаров и услуг GNSS 1999-2005 годов.

| Сегменты рынка                  | Рынок в 1999 году, млн. евро |             | Тенденции  | Европейский рынок в 2005 году, млн. евро |                    |                 |
|---------------------------------|------------------------------|-------------|--|--|--------------------|-----------------|
|                                 | Мировой                      | Европейский |  | Сценарии                                 |                    |                 |
|                                 |                              |             |  | Пессимистический                         | Наиболее вероятный | Оптимистический |
| Авиационная аппаратура          | 200                          | 40          | Умеренный рост, возможно быстрое нарастание после 2005 года, примерный годовой прирост (п.г.п.) = 8% |  | 65                 |                 |
| Услуги в области авиации        | -                            | 4           | Рост зависит от увеличения объема воздушных перевозок, п.г.п. = 6%                                   |  | 6                  |                 |
| Морская аппаратура              | 57                           | 15          | Медленный рост из-за насыщения этой аппаратурой потребительского спроса, п.г.п. = 5%                 |  | 20                 |                 |
| Аппаратура для автотранспорта   | 2200                         | 600         | Вначале быстрый рост, понижение роста к 2003 году, п.г.п. = 60%                                      |  | 1800               |                 |
| Услуги в области автотранспорта | -                            | 80          | Умеренный рост, п.г.п. = 5-10 %  |  | 120                |                 |

|   |     |    |  |   |      |           |
|---|-----|----|--|---|------|-----------|
| Товары и услуги в области управления парком автотранспорта                  | 170 | 40 | Вначале быстрый рост, понижение роста к 2004 году, п.г.п. = 15%  |   | 90   |           |
| Железнодорожный транспорт   | 2   | 1  | Быстрый рост до 2002 года, затем снижение темпов роста, п.г.п. = 70%   |   | 24   |           |
| Геодезические, картографические и другие изыскательско-измерительные работы | 225 | 49 | Умеренный рост из-за насыщения аппаратурой потребительского спроса, п.г.п. = 10%   |   | 86   |           |
| Сельское хозяйство  | 25  | 5  | Постоянный рост, п.г.п. = 15%  |   | 12   |           |
| Службы функционального дополнения   | -   | 45 | Слабый рост из-за режима селективного доступа (действовавшего на момент данного анализа), п.г.п. = 5%  |   | 60   |           |
| Аппаратура мобильной связи  | 0   | 0  | Рост зависит от введения в системе европейской мобильной связи правил обязательного опознавания места абонента, прибегнувшего к вызову экстренной помощи (Е-112) и решения провайдеров мобильной связи, альтернативные сценарии в 2003 году: нет спроса, 30% абонентов, 100% абонентов | 0 | 6000 | 2000<br>0 |

|                        |     |     |  |  |      |           |
|------------------------|-----|-----|--|--|------|-----------|
| Служба времени         | 21  | 6   | Умеренный рост,<br>п.г.п. = 10%  |  | 10   |           |
| Персональная навигация | 220 | 50  | Умеренный рост,<br>возможна конкуренция со стороны мобильной связи, п.г.п. = 10% |  | 90   |           |
| Итого                  |     | 935 |  |  | 8383 | 2000<br>0 |

Как следует из данных таб.11.4, наиболее динамичными сегментами европейского рынка навигационных услуг являются мобильная связь, аппаратура автомобильного транспорта и железнодорожный транспорт.

### 13.6 Перспективы развития системы Galileo

Наряду с перспективами, о которых можно судить по приведенным в таб.11.4 прогностическим данным, укажем на некоторые оценки программы Galileo, полученные компанией Price Waterhouse Coopers.

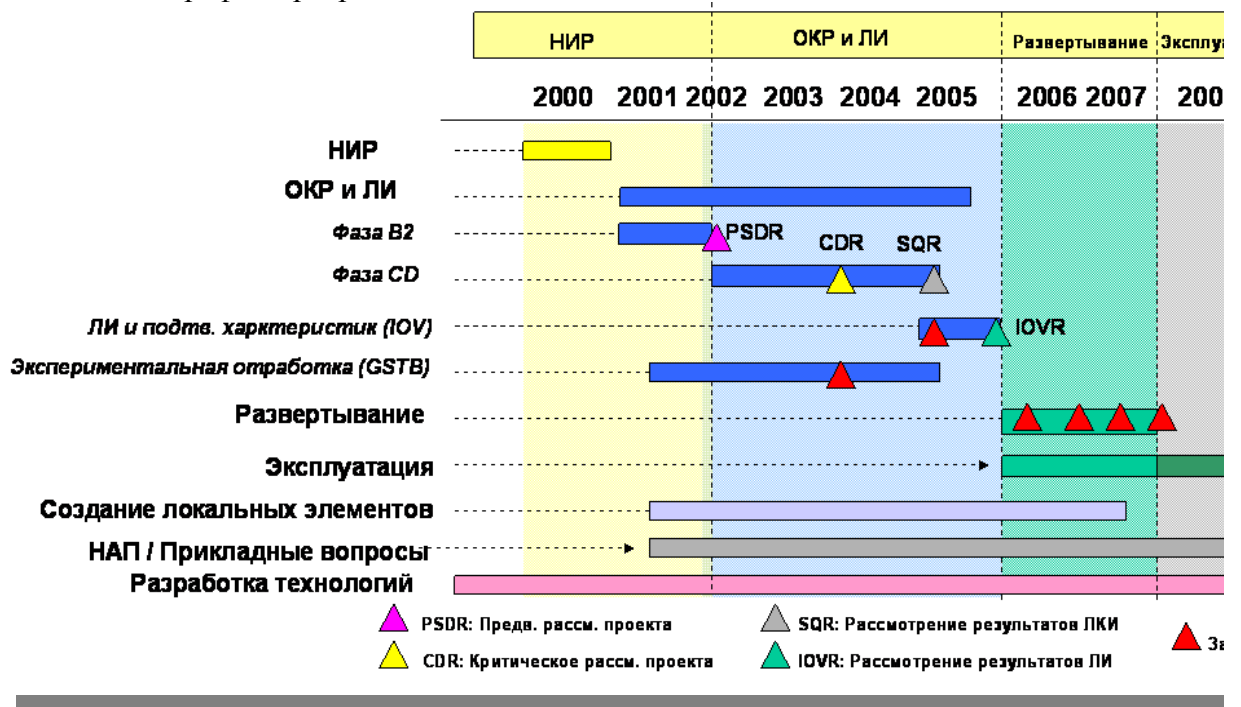
Оценка стоимости программы Galileo составляет 3.4 млрд. евро при ежегодных расходах на эксплуатацию системы, составляющих 224 млн. евро. Отношение дохода к издержкам составляет 4.6. В марте 2002 года оценка Price Waterhouse Coopers стоимости программы увеличилась до 3.6 млрд. евро, что в значительной мере объясняется неопределённостью, связанной со стоимостью услуг и свободой выбора радионавигационной аппаратуры либо европейского, либо неевропейского производства, а это может отразиться на размере налоговых поступлений в казну стран Европейского Союза.

К этому следует добавить социально-экономический эффект от реализации этой программы. Значительно возрастет число потребителей системы GNSS в Европе, особенно в районах тесной городской застройки, в которых проблемы помех и затухания радионавигационных сигналов будут устраняться с помощью разветвлённой сети локальных станций функционального дополнения. В условиях полномасштабной эксплуатации системы Galileo число потребителей в Европе может достигнуть 350 млн. Реализация программы обеспечит в аэрокосмическом, электронном и телекоммуникационном секторах промышленности от 150 000 до 250 000 рабочих мест. Повысится уровень общественной безопасности за счёт внедрения новых технических средств слежения, снизится уровень преступности, связанный с кражей автосредств, повысится уровень безопасности на всех видах транспорта.

Государства-участники программы получают ежегодный прирост доходов до 10 млрд. евро, столько же примерно составят ежегодные доходы компаний-поставщиков товаров и услуг для потребителей системы Galileo.

В целом экономический выигрыш для Европы от реализации программы Galileo достигнет к 2020 году 74 млрд. евро. Ниже в таб.11.5 представлен график программы Galileo.

Таблица 11.5. График программы Galileo.



## 14 Пакет программ “Спутниковая навигация”

Несмотря на обилие уже созданной и использующейся навигационной аппаратуры существует потребность в разработке более совершенных, надежных алгоритмов и навигационных приемников. Необходимо также отметить, что существует ряд проектов по разработке новых навигационных систем, в первую очередь это европейский проект Galileo. Также необходимо отметить различные дополнения к системам GPS и ГЛОНАСС – широкозонные дифференциальные системы американская WAAS (Wide Area Augmentation System) и две системы, находящиеся на различных стадиях работ: японская MSAS (Japan's Multifunctional Transport Satellite Space-based Augmentation System) и EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System).

Поэтому существует потребность в проведении различного рода расчетов и имитационного моделирования в области спутниковой навигации: выбор оптимального орбитального построения системы; построение навигационных одномоментных и рекуррентных алгоритмов; дифференциальная коррекция; обработка фазовых измерений и проблема фазовой неоднозначности и др. Для решения этих задач и служит пакет программ "Спутниковая навигация". Данный пакет написан на языке



программирования Matlab, который фактически является стандартом при решении технических и научных проблем. Пакет "Спутниковая навигация" включает в себя ряд подпрограмм, на основе которых пользователь сможет не только изучить программную сторону реализации навигационных алгоритмов, но сам сконструировать новый навигационный алгоритм, провести расчеты по выбору новой орбитальной системы и т.д.

### 14.1 Моделирование орбитальной структуры НСС

Вначале рассмотрим процедуру формирования орбитальной структуры НСС. Исходные данные о системе GPS содержатся в файле **gpskep.mat**, а о системе ГЛОНАСС – в файле **glokep.mat**. Эти данные являются кеплеровыми параметрами орбит. Считается, что орбиты всех навигационных спутников являются круговыми. Для примера в таблице 12.1 приведены данные из файла **gpskep.mat**.

Таблица 12.1. Орбитальная структура GPS системы (файл gpskep.mat)

| SVIDV | MV     | OMGV   | RV       | INCLV | TOEV |
|-------|--------|--------|----------|-------|------|
| 1     | 190.96 | 325.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 2     | 220.48 | 325.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 3     | 330.17 | 325.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 4     | 83.58  | 325.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 5     | 249.9  | 25.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 6     | 352.12 | 25.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 7     | 25.25  | 25.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 8     | 124.1  | 25.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 9     | 286.2  | 85.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 10    | 48.94  | 85.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 11    | 155.08 | 85.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 12    | 183.71 | 85.73  | 26561000 | 55    | 0    |
| 13    | 312.3  | 145.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 14    | 340.93 | 145.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 15    | 87.06  | 145.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 16    | 209.81 | 145.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 17    | 11.9   | 205.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 18    | 110.76 | 205.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 19    | 143.88 | 205.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 20    | 246.11 | 205.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 21    | 52.42  | 265.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 22    | 165.83 | 265.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 23    | 275.52 | 265.73 | 26561000 | 55    | 0    |
| 24    | 305.04 | 265.73 | 26561000 | 55    | 0    |

Обозначения:

SVIDV – номер спутника

MV – средняя аномалия, град.

OMGV – долгота восходящего узла орбиты, град.  
RV – радиус орбиты, м.  
INCLV – наклонение орбиты, град.  
TOEV – время, с.

Как правило, параметр TOEV есть время недели, то есть  $TOEV < 604800$ .  
Нумерация спутников системы ГЛОНАСС в файле **glokep.mat** начинается с 51.

Для решения навигационных задач при совместном использовании систем GPS и ГЛОНАСС файл **ggkep.mat** содержит объединенные данные о кеплеровых параметрах орбит этих двух систем. То есть файл **ggkep.mat** состоит из данных файлов **gpskep.mat** и **glokep.mat**. Нетрудно видеть, что размерность массива данных файла **ggkep.mat** есть 48 x 6.

Для изменения кеплеровых параметров орбит или количества спутников используется встроенный редактор MatLab.

Загрузка в память данных о той или иной НС осуществляется при помощи функций **loadgps**, **loadglo** или **loadgg**:

- **loadgps** загружает конфигурационные параметры системы GPS
- **loadglo** загружает конфигурационные параметры системы ГЛОНАСС
- **loadgg** загружает конфигурационные параметры объединенной системы GPS+ГЛОНАСС

Теперь рассмотрим, как задается вектор положения потребителя.

Геодезические координаты потребителя задаются при помощи трехмерного массива **usrllh**. Первый элемент – это долгота (рад.), второй – широта (рад.), третий – высота (м.). Например, вектор положения потребителя есть:

```
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
```

В данном примере используется пересчет угловых величин из градусной меры в радианы.

Для преобразования геодезических координат в геоцентрические служит функция **llh2xyz**:

```
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
```

В результате мы получаем трехмерный массив **usrxyz**, элементами которого являются координаты потребителя в системе WGS-84.

Для определения расположения навигационных спутников, которые могут быть использованы для навигации потребителя { **usrxyz** } в момент времени  $t$ , служит функция **gensv**. Данная функция определяет номера спутников и их координаты, относительные положения потребителя:

```
[svxyzmat, svid] = gensv (usrxyz, t, e_min);
```

здесь `svxyzmat` – массив, содержащий координаты видимых потребителю спутников, `svxyzmat(i, 1:3)` есть координаты  $\{x, y, z\}$   $i$ -го спутника;  
 $t$  – время GPS;

`e_min` – минимальный угол возвышения спутника над горизонтом, при котором еще возможна навигация, размерность – град.

Графическое отображение видимых потребителю спутников осуществляет функция **skyplot**. Аргументами этой функции являются массивы `svxyzmat`, `svid`, `usrxyz`.

Таким образом, для того, чтобы увидеть расположение видимых спутников системы GPS на небе для потребителя с координатами  $\{0, 0, 0\}$  в момент времени  $t=0$  необходимо выполнить следующий m-файл:

```
% sndemo01.m Example of satellite position generation and plotting
t = 0;
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
[svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz,t,0);
skyplot(svxyzmat,svid,usrxyz)
```

На рис. 12.1. приведен результат выполнения **sndemo01.m** .

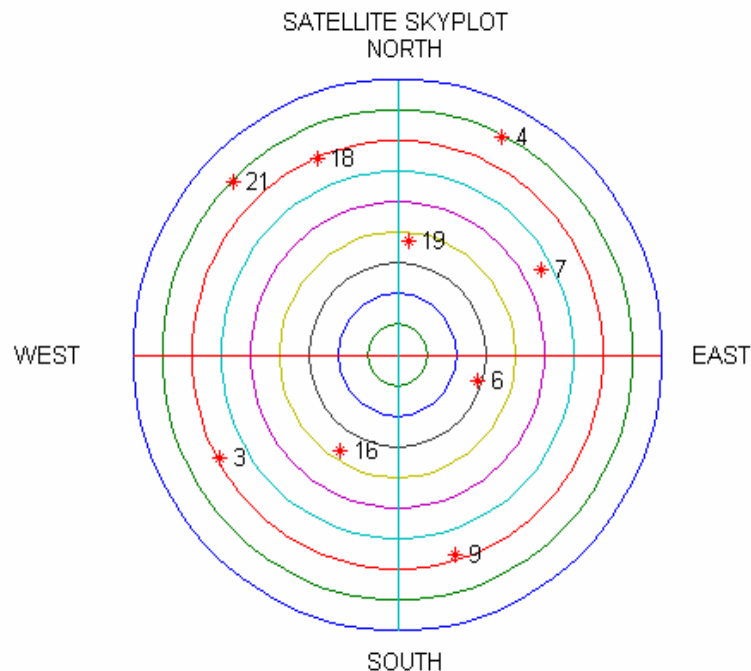


Рис.12.1. Расположение GPS-спутников на небе для одного момента

времени.

## 14.2 Моделирование движения НСС

Очевидно, что для моделирования движения навигационной системы необходимо просто изменять величину времени  $t$ , для которой вычисляются координаты спутников НСС. С этой целью организовать цикл по времени. В следующем примере вычисления проводятся для неподвижного потребителя  $\{0, 0, 0\}$  на отрезке времени от 0 до 3600 с с шагом 200 с.

```
% sndemo02.m      Short example of satellite motion through sky
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
for t = 0:200:3600,
    [svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz, t, 0);
    pause(0.1)
    skyplot(svxyzmat, svid, usrxyz, 0, 1)
    hold on
end
```

На рис. 12.2. приведен результат выполнения **sndemo02.m** .

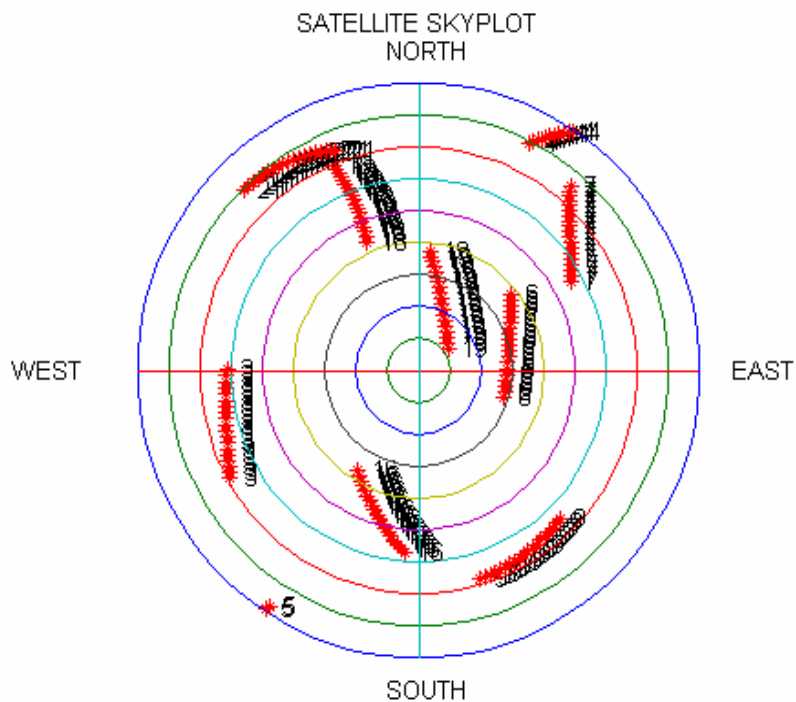


Рис.12.2. Изменение расположений GPS-спутников в течение 1 часа.

Заметим, что данные результаты были получены с использованием команды Matlab "**hold on**", которая сохраняет на экране предыдущие данные. Применение такого приема позволяет, например, исследовать возможности GPS-навигации для всей поверхности Земли. С этой целью увеличим верхний предел изменения переменной времени  $t$  до величины, равной длительности суток. Шаг изменения времени также увеличим – вычисления будем проводить через 2000 с.

```
% sndemo03.m    Satellite Motion/Visibility: 24 hours on the equator
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
for t = 0:2000:86000,
    [svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz,t,0);
    pause(0.1)
    skyplot(svxyzmat,svid,usrxyz,0,0)
    hold on
end
```

Результат исследования возможности GPS-навигации для всей поверхности Земли приведен на рис. 12.3 (файл **sndemo03.m**). Нетрудно видеть, что в районах Северного и Южного полюсов GPS-навигация не возможна. Причина заключается в орбитальной конфигурации системы GPS, использующей наклона орбит  $55^\circ$  и обеспечивающей видимость большого числа спутников в экваториальных районах.

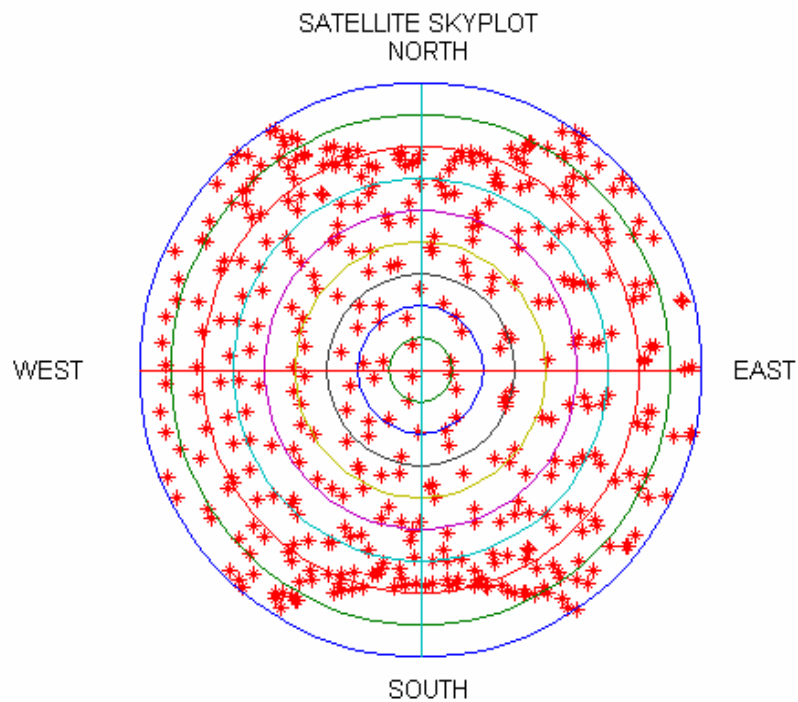


Рис. 12.3. Изменение расположений GPS-спутников в течение суток.

Для более подробного исследования видимости GPS-спутников в полярных районах "поместим" потребителя в точку, близко расположенную к Северному полюсу  $\{89^\circ, 0, 0\}$ . Текст программы **sndemo04.m** приведен ниже.

```
% sndemo04.m   Satellite Motion/Visibility: 24 hours near the north pole
usrllh = [89*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
for t = 0:2000:86000,
    [svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz,t,0);
    pause(0.1)
    skyplot(svxyzmat,svid,usrxyz,0,0)
    hold on
end
```

Результаты моделирования видимости GPS-спутников потребителем, расположенным около Северного полюса, приведены на рис.12.4.

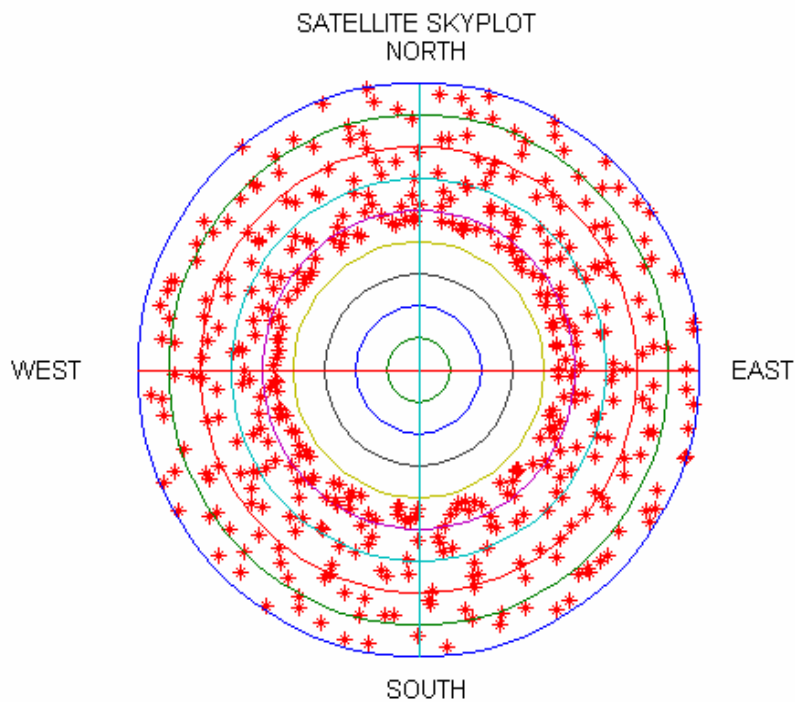


Рис. 12.4. Видимость GPS-спутников потребителем, расположенным вблизи Северного полюса.

### 14.3 Определение положения потребителя на основе дальномерных измерений

После решения задачи моделирования НСС, для определения положения потребителя на основе дальномерных измерений, нам необходимо уметь генерировать эти дальномерные измерения. Напомним, что навигационному определению подлежат три координаты потребителя и величина ухода его часов.

Для моделирования дальномерных измерений служит функция **genrng**. Эта функция генерирует псевдодальномерные **prvec** и интегральные доплеровские **adrvec** измерения. Например:

```
[prvec,adrvec] = genrng(1, usrxyz, svxyzmat, svid, t, [1 1 1 0 1]);
```

Заметим, что при обычной дальномерной навигации интегральные доплеровские измерения не используются; здесь просто показано, как их можно генерировать.

Первый параметр определяет номер приемника – для одиночного приемника эта величина равна 1. Следующие три параметра были определены ранее. Последний параметр – вектор [1 1 1 0 1] – определяет какие ошибки должны быть добавлены к дальномерным измерениям, соответственно: тепловой

шум приемника, тропосферная погрешность, ошибка, вносимая селективным доступом, многолучевость (не добавляется), ионосферная погрешность. Более подробно описание функции **genrng** см. ниже.

Для моделирования ошибок, вносимых селективным доступом служит функция **sagen** :

```
samat=sagen(24, 3600, 3, 54321);
```

Селективный доступ генерирует дальномерные погрешности по некоторому алгоритму "a priori". Массив **samat** содержит заранее вычисленные погрешности SA для всех 24 спутников системы GPS на 1 час. Третий параметр определяет тип модели селективного доступа (в данном случае выбрана авторегрессионная модель), четвертый параметр инициализирует генератор случайных чисел.

Вычисление положения потребителя и ухода его часов на основе одномоментных дальномерных измерений с использованием метода наименьших квадратов осуществляется при помощи вызова функции **olspos** (OLS – ordinary least square method /МНК/).

Функция **xyz2enu** обеспечивает преобразование координаты потребителя из WGS-84 в топоцентрическую прямоугольную систему координат.

Пример моделирования решения навигационной задачи для неподвижного потребителя на основе одномоментных дальномерных измерений с использованием метода наименьших квадратов приведен ниже (файл **sndemo05.m**):

```
% sndemo05.m    Static User  OLS positioning
samat=sagen(24,3600,3,54321);
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
i=0;
for t = 1000:10:2800,
    i=i+1;
    fprintf(1,'t = %i \n',t)
    [svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz, t, 5);
    [prvec,adrvec] = genrng(1, usrxyz, svxyzmat, svid, t, [1 1 1 0 1], samat);
    estusr = olspos(prvec,svxyzmat);
    enuerr(i,:) = ( xyz2enu(estusr(1:3), usrxyz) )';
    terr(i) = estusr(4); % true clk bias is zero
end
close
```



```
plot(enuerr(:,1),enuerr(:,2),'*')
axis([-50 50 -50 50])
axis('square')
axis('equal')
grid
title('GPS Positioning Error - Static User - Half-Hour Scenario')
ylabel('north error (m)')
xlabel('east error (m)')
```

Результат моделирования задачи навигации неподвижного потребителя с использованием системы GPS при наличии селективного доступа приведен на рис. 12.5.

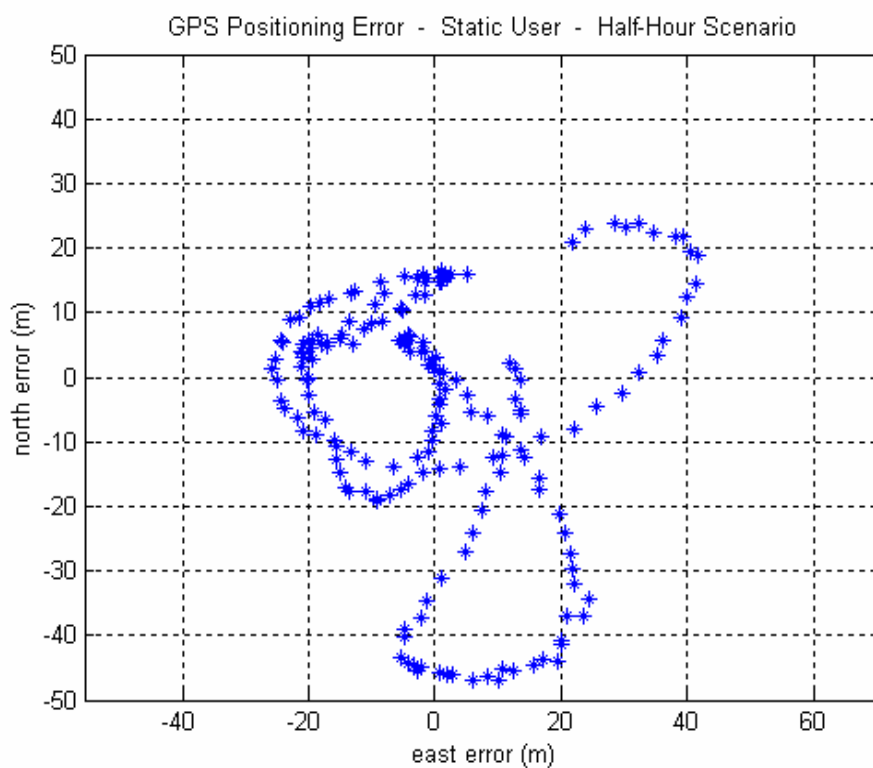


Рис. 12.5. GPS навигация при наличии селективного доступа (SA).

#### 14.4 Алгоритм автономного контроля целостности данных в приемнике

Назначение алгоритма автономного контроля целостности данных в приемнике (RAIM) является обнаружение и исключение из рабочего созвездия потребителя неверного навигационного измерения. Неверным измерение может быть по следующим двум причинам. Первая причина – это неисправность самого навигационного спутника. Навигационная спутниковая система осуществляет непрерывный контроль исправности

всех компонентов системы, в том числе и передаваемых навигационных данных. Время, необходимое для индикации неисправного спутника системы ГЛОНАСС, составляет около 1 минуты. И в течение этого времени потребитель будет использовать этот плохой спутник, не зная о его неисправности. Вторая причина неверного измерения – это плохие условия приема навигационного сигнала со спутника, обусловленные в первую очередь малым углом видимости спутника над горизонтом и многолучевостью, а также шумы в канале приемника. Алгоритм RAIM должен это неверное измерение найти и исключить из состава измерений. Возможность такого подхода основана избыточности проводимых измерений: при использовании системы GPS потребителю видны не менее 6-8 спутников, а минимальное число спутников равно 4.

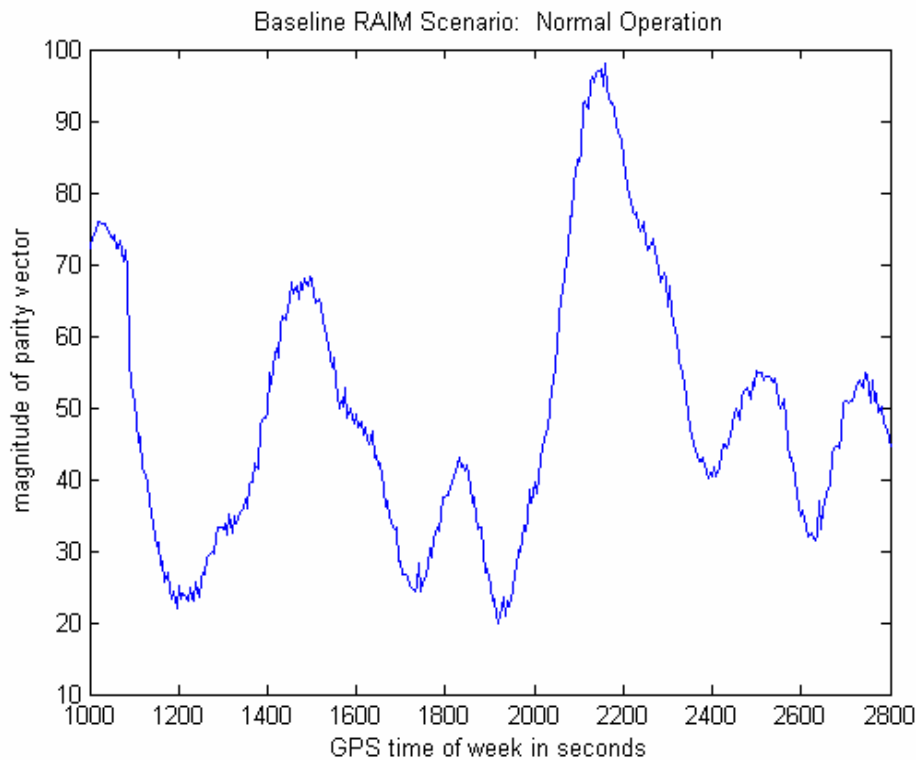


Рис. 12.6. Неверные измерения отсутствуют.

Вначале рассмотрим пример навигационных определений, когда отсутствуют неверные измерения (рис. 12.6). Программа **sndemo06.m** иллюстрирует именно такую ситуацию. В качестве меры целостности данных используется норма вектора ошибок дальномерных измерений (корень квадратный из суммы квадратов ошибок дальномерных измерений).

Следующий пример **sndemo07.m** показывает как изменяется мера целостности данных при наличии ошибки дальномерных измерений (рис. 12.7). С этой целью после 1750 с дальность одного спутника искусственно

увеличивалась на 200 м. То есть после 1750 с одно из навигационных измерений содержало систематическую ошибку.

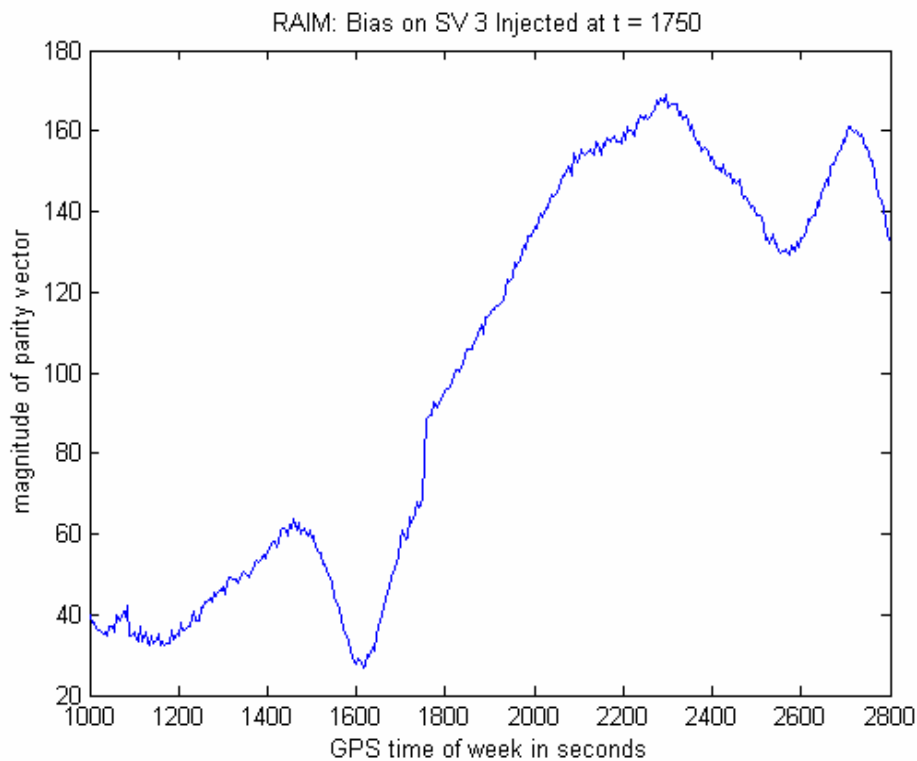


Рис. 12.7. Измерение дальности до одного спутника содержит постоянную ошибку.

Пример **sndemo08.m** показывает изменение меры целостности данных при наличии нарастающей ошибки дальномерных измерений. В этом примере после 1750 с дальность одного спутника искусственно увеличивалась со скоростью 1 м/с. На рис.12.8 показан характер поведения норма вектора ошибок дальномерных измерений.

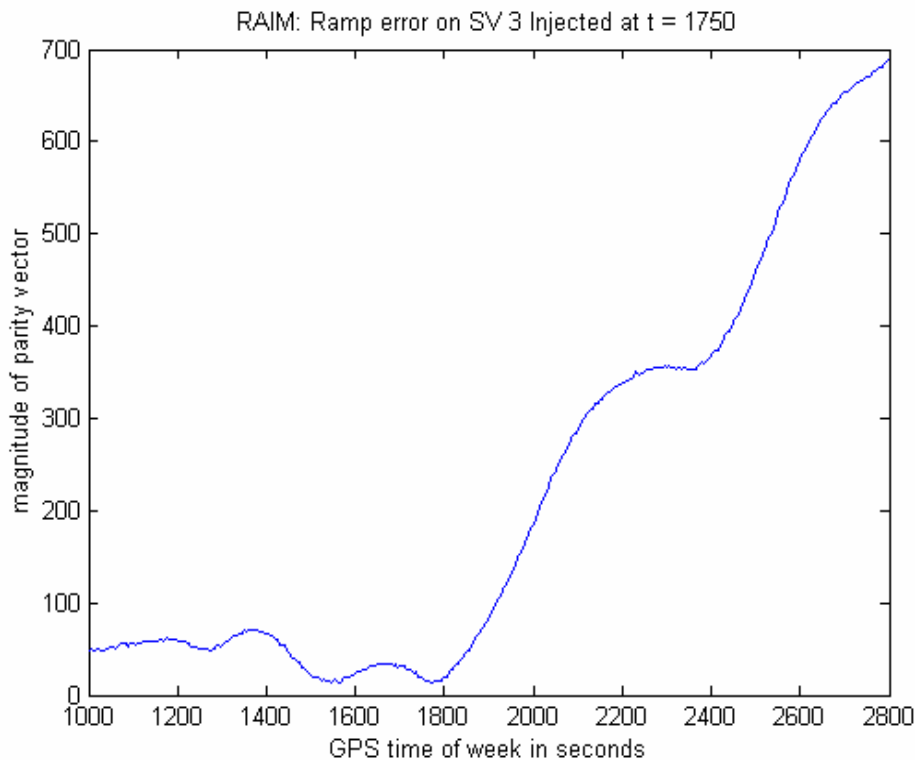


Рис. 12.8. Измерение дальности до одного спутника содержит нарастающую ошибку.

Для принятия решения о наличии в составе данных неверного измерения используется, например, заранее вычисленное некоторое предельное значение, зависящее от числа и характера измерений. Если величина меры целостности данных превышает это предельное значение, то считается, что в составе измерений присутствует по крайней мере одно неверное измерение и его надо исключить. Необходимо отметить, что мера целостности данных измерений зависит не только от дальномерных ошибок, но и от взаимного расположения потребителя и навигационных спутников, то есть от геометрии рабочего созвездия. Поэтому для исключения влияния геометрии на принятие решения о наличии в составе данных неверного измерения необходимо корректно выбирать предельное значение величины меры целостности данных.

## 14.5 Геометрический фактор

Как известно, геометрия спутникового созвездия играет ключевую роль в точности определения положения потребителя. Моделирование с использованием пакета "Спутниковая навигация" позволяет наглядно продемонстрировать данное положение.

В примере **sndemo09.m** вычисляется ошибка навигации при фиксированном положении потребителя и спутниковой системы, то есть при неизменной

геометрии спутникового созвездия. Исследуется влияние различных факторов на дальномерные измерения. В частности, в данном примере анализируется влияние шума приемника на точность навигации. Расчеты проводятся с использованием статистического моделирования навигационной задачи, число испытаний равно 200. По умолчанию в программе **genrng** считается, что дальномерная ошибка, порожденная шумом приемника, имеет среднее квадратическое отклонение равное 1 м. Текст данной программы приведен ниже:

```
% sndemo09.m Compute DOP's and compare with Monte Carlo trials
time = 0;
usrllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
for i = 1:200,
    fprintf(1,'Monte Carlo trial number = %i \n',i)
    [svxyzmat,svidvec] = gensv(usrxyz,time);
    [prvec,adrvec] = genrng(1,usrxyz,svxyzmat,svidvec,time,[1 0 0 0 0]);
    estusr = olspos(prvec,svxyzmat);
    err(i,1:3) = estusr(1:3) - usrxyz(1:3);
    terr(i) = estusr(4); % true clk bias is zero
end
dopvec = dops(svxyzmat,usrxyz);
plot(err(:,1),err(:,2),'*')
axis([-5 5 -5 5])
title('Monte Carlo Results: WGS-84 Coordinates')
ylabel('y position error in meters')
xlabel('x position error in meters')
```

Результаты вычисления приведены на рис. 12.9.

Как видим, при таких исходных данных ошибка определения положения не превышает 3-4 метров. Причем ошибка определения координаты  $x$  существенно превышает ошибку определения координаты  $y$ . Напомним, что в данных расчетах используется система координат WGS-84, а координаты потребителя есть  $\{0, 0, 0\}$ . Нетрудно видеть, что в этом случае координата  $X$  фактически является ошибкой определения положения по высоте. Таким образом, мы получили наглядную иллюстрацию известного факта: при спутниковой навигации определение высоты происходит с худшей точностью, чем определение положения в горизонтальной плоскости.

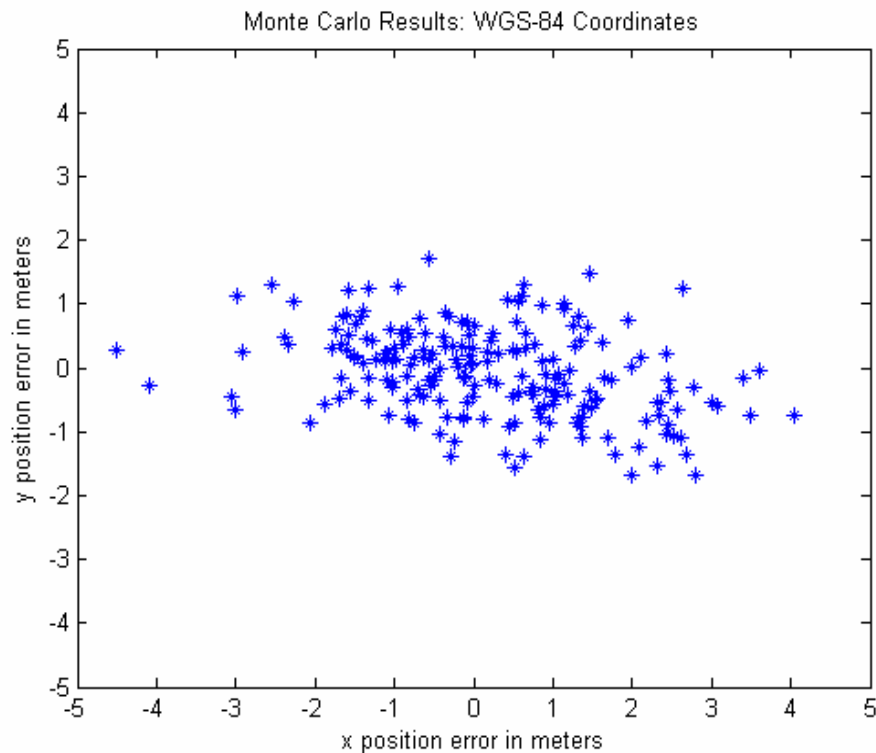


Рис. 12.9. Ошибка определения положения неподвижного потребителя; положения спутников также фиксированные.

В теории спутниковой навигации используется понятие геометрического фактора ГФ. В англоязычной литературе данная величина называется Geometric Dilution of Precision (геометрическое разбавление точности – GDOP) или просто Dilution of Precision (DOP). Связь между статистическими характеристиками дальномерной ошибки и ошибки определения положения, например, координаты X есть:

$$\sigma_X = X_{DOP} * \sigma_{PR} \tag{12.1}$$

где  $\sigma_X$  – среднее квадратическое отклонение ошибки определения координаты X потребителя;

$X_{DOP}$  – геометрический фактор в направлении оси OX;

$\sigma_{PR}$  – среднее квадратическое отклонение ошибки измерения дальностей до спутников.

Необходимо отметить, что данное уравнения справедливо, если дальномерные ошибки являются независимыми и распределенными по нормальному закону. В действительности же ошибки, порожденные тропосферными и ионосферными задержками, а также многолучевостью, не являются независимыми и не распределены по нормальному закону. Тем не менее, это уравнение с приемлемой точностью позволяет проводить

численные расчеты по оценке точности навигации.

Убедимся в справедливости этого утверждения. В состав программного обеспечения Matlab входит функция **std**, вычисляющая среднее квадратическое отклонение случайной величины по ее реализациям. Следовательно, функция `std(err(:,1))` вычисляет СКО ошибки определения координаты X потребителя.

Напомним, в программе **sndemo09.m** при задании дальномерных ошибок использовался только шум приемника, следовательно, среднее квадратическое отклонение дальномерной ошибки равно 1 м. В этом случае среднее квадратическое отклонение ошибки определения координаты X потребителя равно величине  $X_{DOP}$  (`xdop`) – геометрическому фактору в направлении оси OX. Величина `estxdop` есть оценка геометрического фактора в направлении оси OX, полученная на основе статистического моделирования. Это дает возможность провести сравнение теоретических, то есть в соответствии с уравнением (12.1), и вычисленных на основе статистики значений величин  $\sigma_X$ ,  $\sigma_Y$ ,  $\sigma_Z$ .

Для этого в командном окне Matlab выполним следующие команды (в скобках приведен результат):

```
xdop = dopvec(1)           ( xdop = 1.4689 )
estxdop = std(err(:,1))   ( estxdop = 1.5037 )

ydop = dopvec(2)           ( ydop = 0.6912 )
estydop = std(err(:,2))   ( estydop = 0.6850 )

zdop = dopvec(3)           ( zdop = 0.5649 )
estzdop = std(err(:,3))   ( estydop = 0.5921 )
```

Как видим, сравниваемые значения достаточно близки. Для повышения точности оценивания число статистических испытаний рекомендуется увеличить.

## 14.6 Навигация движущегося потребителя

Очень часто при моделировании задачи навигации потребителя с использованием спутниковой системы требуется имитировать движение потребителя. Это связано с тем, что практически все потребители совершают движение: суда, автомобили, вертолеты, самолеты, космические аппараты. Пакет программ "Спутниковая навигация" предоставляет такую возможность.

Функция **pathgen** генерирует движение потребителя в горизонтальной плоскости по заранее заданной программе, состоящей из прямолинейных

участков и поворотов с фиксированным радиусом. Пример моделирования навигации движущегося потребителя приведен в файле **sndemo10.m** :

```
% sndemo10.m Demonstrate vehicle path generator and effects of SA
samat=sagen(24,3600,3,54321);
orgllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
orgxyz = llh2xyz(orgllh);
loadgps
startt=1000; t = startt; deltat=5;
segp = [150 90 .2; 150 90 .2; 150 90 .2];
usrenu = pathgen([0 0 0],[5 0],segp,deltat);
i=0;
while i < max(size(usrenu)),
    i=i+1;
    t = t + deltat;
    fprintf(1,'t = %i    Stop time is %i\n',t,startt+max(size(usrenu))*deltat)
    usrxyz=enu2xyz(usrenu(i,:),orgxyz);
    [svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz,t,5);
    [prvec,adrvec] = genrng(1,usrxyz,svxyzmat,svid,t,[1 1 1 0 1],samat);
    estusr = olspos(prvec,svxyzmat);
    estenu(i,:) = ( xyz2enu(estusr(1:3),orgxyz) )';
    err(i,1:3) = estenu(i,1:3) - usrenu(i,:);
    terr(i) = estusr(4); % true clk bias is zero
end
clf reset
close
plot(usrenu(:,1),usrenu(:,2),'-',estenu(:,1),estenu(:,2),'*')
title('True and Estimated Trajectories')
ylabel('north direction [meters]')
xlabel('east direction [meters]')
```

Данный пример аналогичен ранее рассмотренной навигационной задаче **sndemo05.m** , за исключением одного – координаты потребителя изменяются во времени. Массив координат потребителя начиная с момента **start=1000** с через каждые **deltat=5** с вычисляется при помощи функции **pathgen**. Данная функция генерирует движение потребителя в соответствии со следующими данными.

Первый аргумент ( [0 0 0] ) позволяет скорректировать начальное положение потребителя, заданное вектором **orgxyz** . Корректирующий вектор определяет смещение в топоцентрической системе координат. Нулевые величины означают, что движение начинается из точки с географическими координатами  $\{0^{\circ}, 0^{\circ}, 0\}$  .

Второй аргумент ( [5 0] ) задает начальную скорость: 5 м/с в восточном



направлении. Напомним, что функция **pathgen** моделирует движение только в горизонтальной плоскости, поэтому второй аргумент имеет размерность 2.

Третий аргумент – **segp** = [150 90 .2; 150 90 .2; 150 90 .2] – определяет, что движение потребителя состоит из трех прямолинейных фрагментов.

Продолжительность каждого фрагмента равна 150 с. Завершается каждый фрагмент поворотом на  $90^\circ$  налево, причем при повороте величина центростремительного ускорения равна  $0.2 \text{ м/с}^2$ .

Результат моделирования навигационной задачи представлен на рис. 12.10. Тонкая кривая линия означает точные координаты имитируемого объекта, а линия, состоящая из символов "\*" – оценка координат объекта.

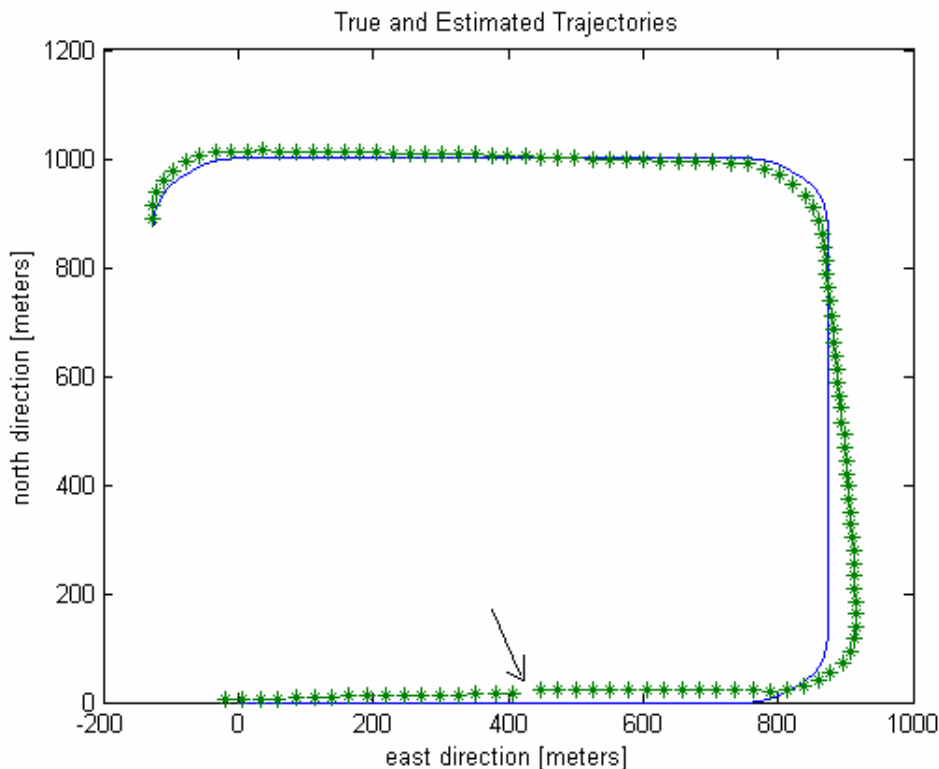


Рис. 12.10. Навигация движущегося потребителя.

Напомним, что при решении навигационной задачи предполагалось, что в системе GPS применяется селективный доступ, поэтому ошибки определения положения достигали несколько десятков метров.

Скачок в данных оценки координат потребителя (отмечено стрелкой) объясняется потерей одного спутника из-за условий радиовидимости и, вследствие этого, изменения геометрического фактора. Поэтому в решении навигационной задачи с использованием метода наименьших квадратов и наблюдается скачок.

## 14.7 ГЛОНАСС навигация

Как уже отмечалось ранее, пакет программ "Спутниковая навигация" предоставляет пользователю возможность моделирования задачи навигации с использованием системы ГЛОНАСС. Пример **sndemo11.m** иллюстрирует решение задачи определения положения неподвижного потребителя на основе измерения дальностей до спутников системы ГЛОНАСС. Данный пример аналогичен примеру **sndemo05.m**, за исключением двух моментов. Во-первых, используется функция **loadglo**, которая загружает кеплеровы параметры орбит системы ГЛОНАСС. Во-вторых, в функции **genrng** при формировании ошибок дальномерных измерений не используется селективный доступ: в системе ГЛОНАСС он отсутствует.

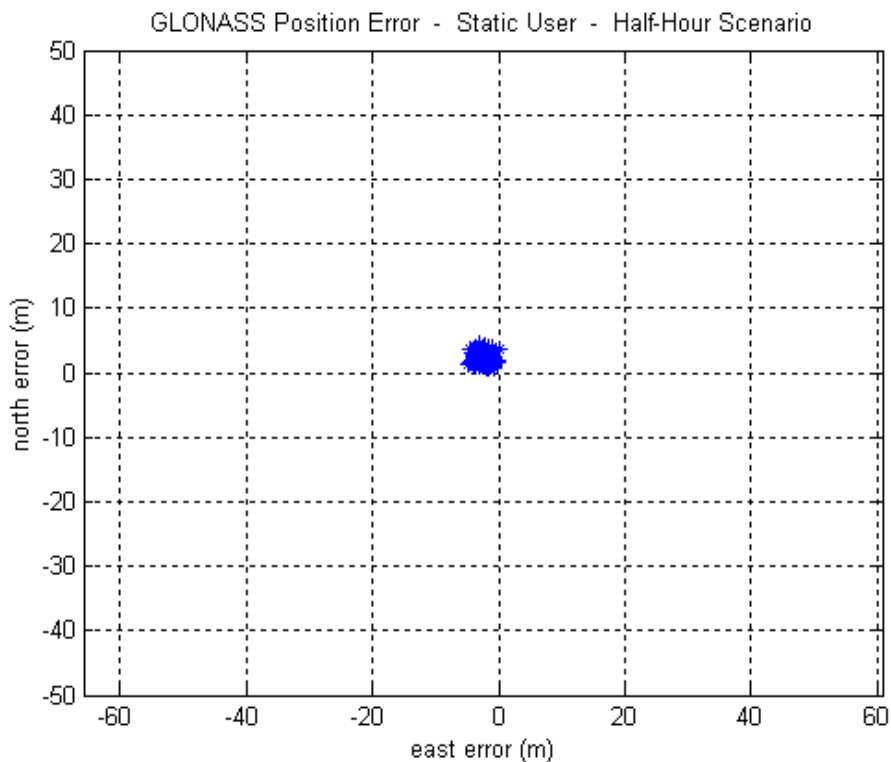


Рис. 12.11. ГЛОНАСС навигация неподвижного потребителя.

На рис. 12.11 приведен результат решения задачи ГЛОНАСС навигации. Необходимо отметить, что наличие небольшого смещения в оценке координат потребителя связано в первую очередь с достаточно приближенной моделью тропосферной задержки распространения навигационных сигналов.

Пакет программ "Спутниковая навигация" также позволяет проводить имитационное моделирование навигации потребителя с совместным использованием систем GPS и ГЛОНАСС. Комплексирование GPS и ГЛОНАСС систем позволяет увеличить число видимых потребителю навигационных спутников, составляющих рабочее созвездие, и тем самым

увеличить число проводимых измерений. Это дает возможность повысить качество навигационного обеспечения.

Совместное использование GPS и ГЛОНАСС систем существенно улучшает точность GPS навигации в случае, если в системе GPS применяется селективный доступ. Данный факт иллюстрирует пример **sndemo12.m**, решающий задачу совместной навигации GPS+ГЛОНАСС. Сравнивая результаты GPS+ГЛОНАСС навигации, представленные на рис. 12.12, и результаты GPS навигации, представленные на рис. 12.5, убеждаемся в справедливости данного замечания.

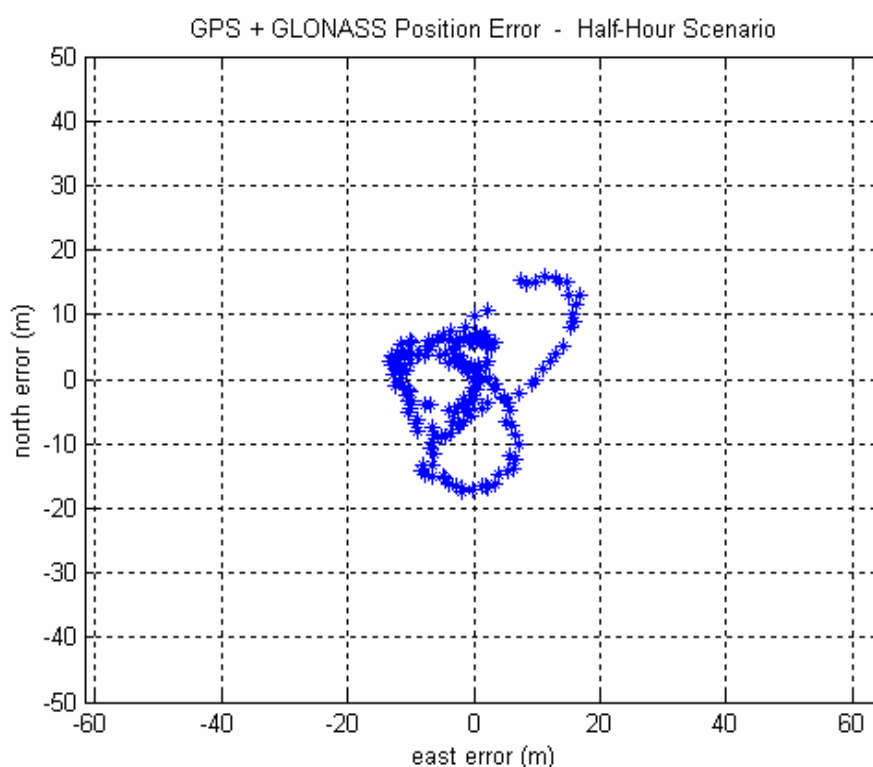


Рис. 12.12. GPS+ГЛОНАСС навигация потребителя (смещение между системным временем GPS и ГЛОНАСС отсутствует).

Необходимо отметить, что пример **sndemo12.m** использует достаточно упрощенный подход к совместному использованию систем GPS и ГЛОНАСС, а именно: используется единое системное время. В действительности же, существует различие между системным временем GPS и ГЛОНАСС. Системы GPS и ГЛОНАСС используют свои собственные центры системного эталона времени и частоты, на основе данных которых и происходит синхронизация всех временных процессов в рассматриваемых навигационных системах. Никакой взаимной корректировки системных времен GPS и ГЛОНАСС нет, поэтому смещение между временем GPS и ГЛОНАСС есть переменная величина, обусловленная уходами часов. Следовательно, при навигации с использованием систем GPS и ГЛОНАСС

оценке подлежат пять параметров: три координаты потребителя, уход часов приемника и смещение между временными шкалами систем GPS и ГЛОНАСС. Вычисление положения потребителя, ухода его часов и смещения между GPS и ГЛОНАСС временными шкалами на основе одномоментных измерений дальностей до спутников систем GPS и ГЛОНАСС с использованием метода наименьших квадратов осуществляется при помощи вызова функции **olsposgg**. Пример **sndemo13.m** иллюстрирует использование данной функции, а результат приведен на рис. 12.13.

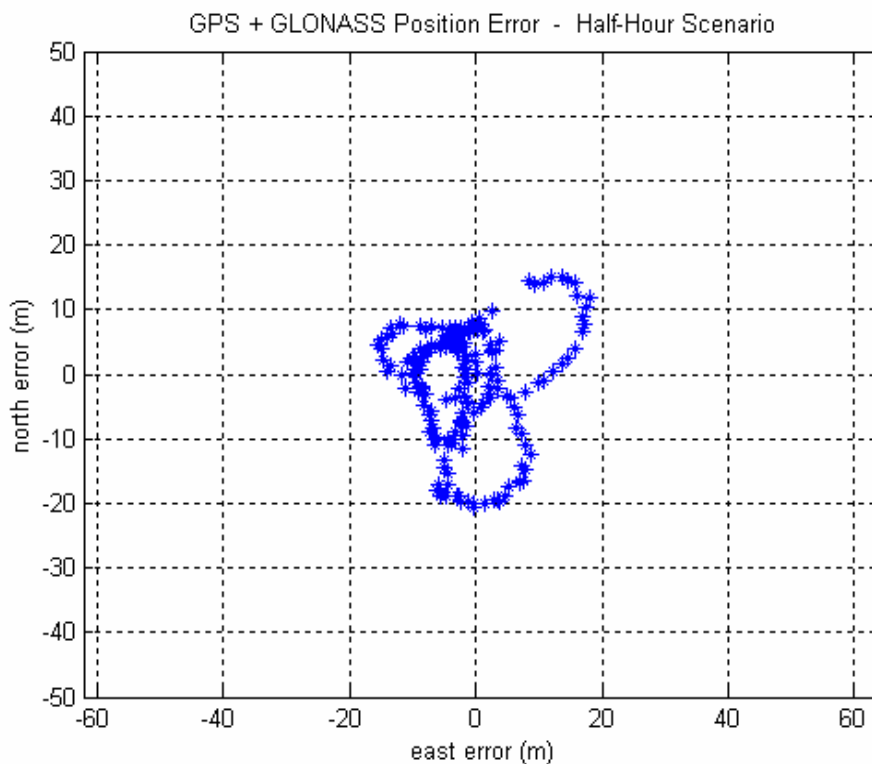


Рис. 12.13. GPS+ГЛОНАСС навигация потребителя (смещение между системным временем GPS и ГЛОНАСС оценивается).

Заметим, что представленные данные о точности GPS+ГЛОНАСС навигации были получены при условии, что в системе GPS применяется селективный доступ.

## 14.8 Дифференциальная навигация

Как известно, для повышения точности спутниковой навигации гражданского потребителя широко используется дифференциальная коррекция. И наиболее распространенным является применение корректирующих дальномерных поправок. Для локального дифференциального режима поправки формируются одной базовой станцией, а затем эти поправки передаются, например, по радиоканалу.

Дифференциальные поправки есть разность между вычисленными дальностями и измеренными. Поскольку координаты базовой станции известны с высокой точностью, то вычисленные дальности между базовой станцией и навигационными спутниками также обладают достаточно высокой точностью. Данные корректирующие поправки позволяют уточнить потребителю измеренные дальности и таким образом повысить качество навигации. Применяется локальная дифференциальная коррекция на расстоянии от базовой станции не превышающем 100-200 км. Пример моделирования задачи навигации с использованием дифференциальной коррекции приведен ниже (файл **sndemo14.m**):

```
% sndemo14.m  DGPS (Range corrections)  No Carrier-Smoothing
samat=sagen(24,3600,3,54321);
mpmatusr=mpgen(24,3600,1,22222);
mpmatref=mpgen(24,3600,1,33333);
refllh = [0*pi/180 0*pi/180 0];
refxyz = llh2xyz(refllh);
usrllh = [0.1*pi/180 0.1*pi/180 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
i=0;
for t = 1000:10:2800,
    i=i+1;
    fprintf(1,'t = %i  Stop Time = %i \n',t,2800)
% Reference Station
clear svxyzmat svid prvec adrvec
[svxyzmat,svid] = gensv(refxyz,t);
prvec = genrng(1,refxyz,svxyzmat,svid,t,[1 1 1 0.1 1],samat,mpmatref);
prc=9999*ones(1,24);
for k = 1:max(size(svid)),
    true_range = norm([svxyzmat(k,:) - refxyz]);
    prc(svid(k)) = prvec(k) - true_range;
end
% User
clear svid svxyzmat prvec adrvec
[svxyzmat,svid] = gensv(usrxyz,t);
prvec = genrng(2,usrxyz,svxyzmat,svid,t,[1 1 1 0.1 1],samat,mpmatusr);
j=0;
for k = 1:max(size(svid)),
    if prc(svid(k)) ~= 9999,
        j = j + 1;
        prvec_cr(j) = prvec(k) - prc(svid(k));
        svmat_cr(j,:) = svxyzmat(k,:);
```

```
end
  end
  estusr = olspos(prvec_cr,svmat_cr);
  enuerr(i,:) = ( xyz2enu(estusr(1:3),usrxyz) )';
  terr(i) = estusr(4); % true clk bias is zero
  clear prvec_cr svmat_cr j k
end
plot(enuerr(:,1),enuerr(:,2),'*')
axis([-5 5 -5 5])
axis('square')
axis('equal')
grid
title('DGPS {Range Corrections} Positioning Error - Half-Hour Scenario')
ylabel('north error (m)')
xlabel('east error (m)')
```

В данном примере при моделировании псевдодальностей учитывается многолучевость. Поскольку дальномерные ошибки из-за многолучевости зависят от условий приема и от характеристик антенны навигационного приемника, то дифференциальная коррекция не может компенсировать эти ошибки. Поэтому в примере **sndemo14** дальномерные ошибки из-за многолучевости генерируются для базовой станции и потребителя отдельно.

При разработке навигационного программного обеспечения с использованием дифференциальной коррекции также необходимо учесть, что потребитель может не видеть те же спутники, что и базовая станция и наоборот. Например, базовая станция может генерировать корректирующие поправки для спутника, который пока еще не видим потребителю. Поэтому навигационный алгоритм должен это учитывать.

Результат моделирования навигации потребителя с использованием дифференциальной коррекции приведен на рис. 12.14. Сравнивая эти данные с примером **sndemo05** (рис. 12.5) мы убеждаемся в высокой эффективности использования дифференциальной коррекции.

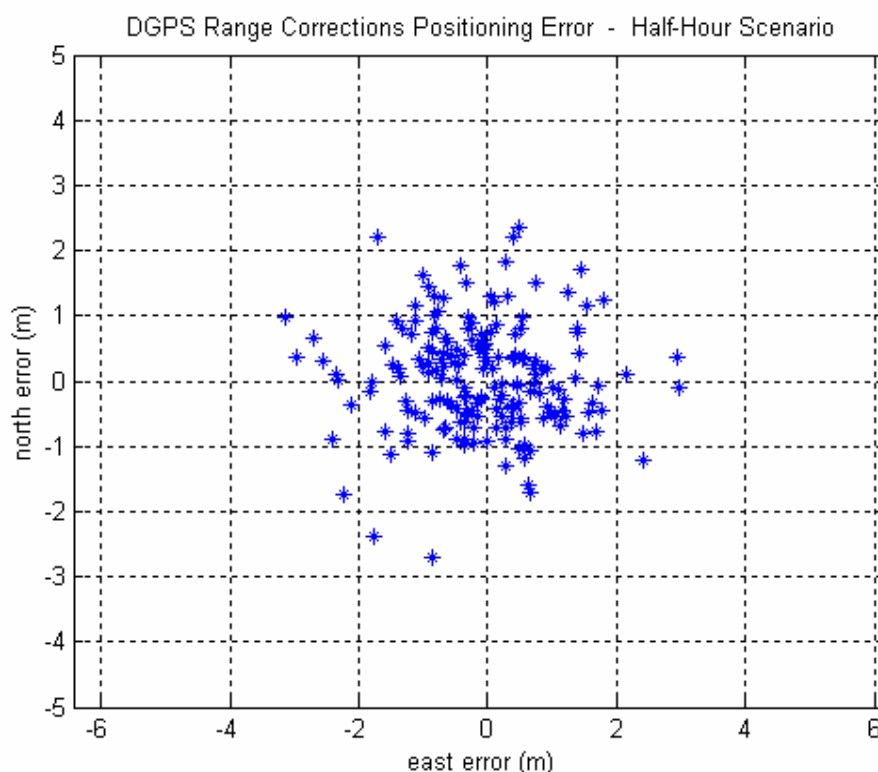


Рис. 12.14. Дифференциальная GPS навигация при наличии селективного доступа.

## 14.9 Фазовое сглаживание дальномерных определений

Высокая точность дифференциальной коррекции может быть еще улучшена, если в навигационном алгоритме будет использоваться сглаживание дальномерных измерений при помощи фазовых измерений. Помимо ошибок из-за многолучевости, шум приемника также не удаляется в дифференциальной навигации. Однако, в отличие от многолучевости, шум приемника можно уменьшить при помощи фильтрации. Эта фильтрация осуществляется на основе так называемого процесса "carrier-smoothing" (сглаживания несущей). Главная идея заключается в оценке смещения в интегральных доплеровских измерениях на основе которых и определяется дальность до спутника. Пакет программ "Спутниковая навигация" предоставляет пользователю возможность использования двух функций, обеспечивающих сглаживание дальномерных измерений.

Функция **hatch** реализует так называемый фильтр Хатча (Hatch filter). Данный фильтр для каждого спутника оценивает смещение в интегральных доплеровских измерениях на основе разности между псевдодальностью и интегральным доплеровским измерением.

Функция **compkalm** обеспечивает сглаживание измерений при помощи фильтра Калмана. Данный алгоритм использует предыдущую оценку плюс прогноз изменения в интегральных доплеровских измерениях для текущей

эпохи измерений. И измеренная дальность корректируется априорной информацией.

Рассмотрим, как изменилась точность дифференциальной GPS навигации, представленной на рис. 12.14, если применим дополнительное фазовое сглаживание. То есть, измеренные дальности корректируются при помощи и дифференциальных поправок, и фазовым сглаживанием. Результат приведен на рис. 12.15. Эти данные были получены с использованием фильтра Хатча.

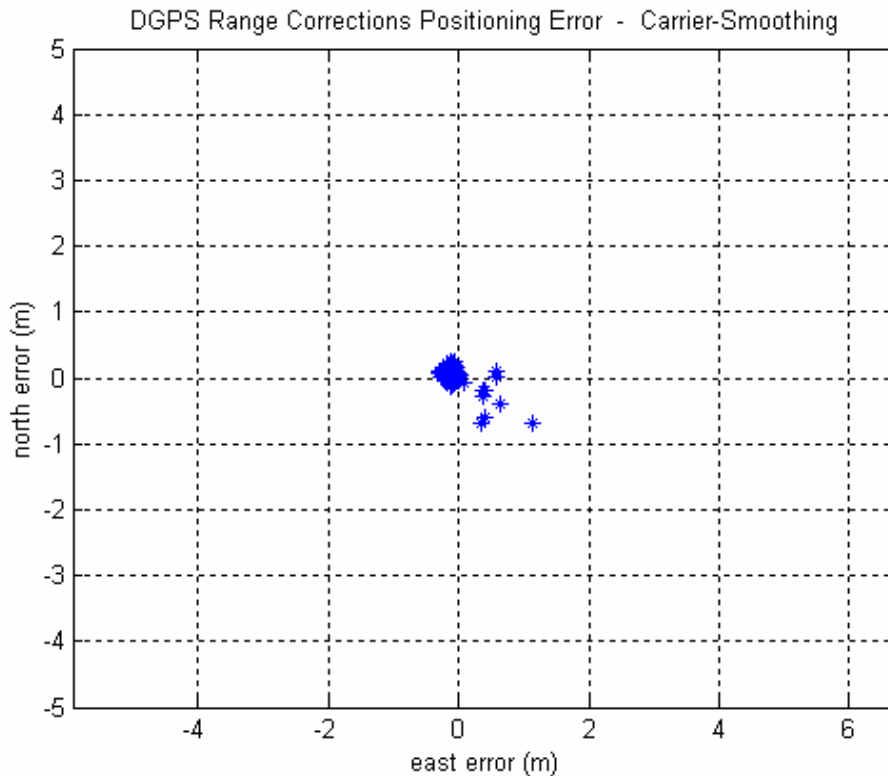


Рис. 12.15. Дифференциальная GPS навигация с использованием фазового сглаживания псевдодальностей.

Как видим, ошибка определения горизонтального положения не превышает нескольких десятков сантиметров. Несколько отдельных точек – это ошибки навигации в первые моменты времени, когда фильтрация еще не стала работать в полной мере.

#### 14.10 Определение положения неподвижного потребителя на основе фазовых измерений

На основе использования только одних фазовых измерений потребитель может определить свое положение с сантиметровой точностью.

Возможность такой точности навигации основывается на том, что длина волны передаваемого GPS сигнала на частоте L1 1575.42 МГц приблизительно равна 19 см. Поэтому для достижения сантиметровой точности потребитель необходимо уметь вычислять точное число циклов



фазы принимаемого сигнала. Пакет программ "Спутниковая навигация" реализует алгоритм фазовой навигации. На рис. 12.16. приведены данные о точности навигации неподвижного потребителя на основе фазовых измерений, полученные при помощи программы **sndemo16.m**.

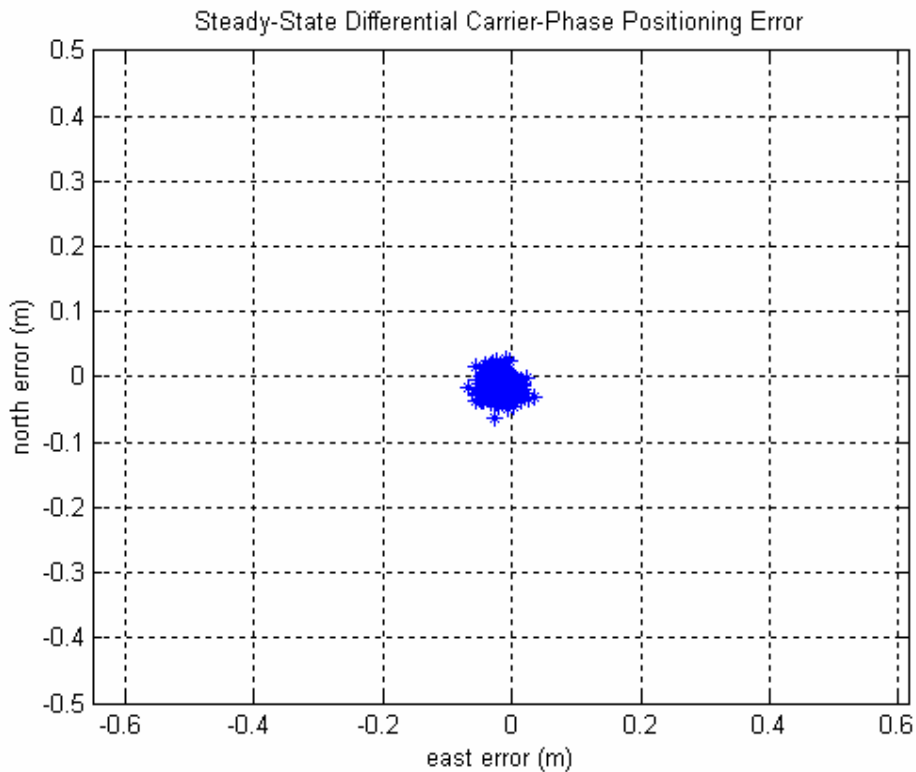


Рис. 12.16. Навигация неподвижного потребителя на основе фазовых измерений ( $e_{\min}=15^{\circ}$ ).

Для исключения параметров неоднозначности фазовых измерений из состава оцениваемых параметров обычно используется *метод двойных разностей*. Используя этот метод, в примере **sndemo16** и вычисляются точные значения циклов фазы принимаемого сигнала для каждого спутника. Как видим, точность навигации не превышает 5 см.

Необходимо отметить, что подобная точность не всегда возможна. И одной из причин является изменение состава измерений. В примере **sndemo16** при вызове функции **gensv** была установлена величина минимального угла видимости над горизонтом равной  $15^{\circ}$ . Причина заключается в следующем. Повторим данные вычисления при величине минимального угла видимости равной  $5^{\circ}$  (это файл **sndemo17.m**). Результат моделирования **sndemo17** приведен на рис. 12.17.

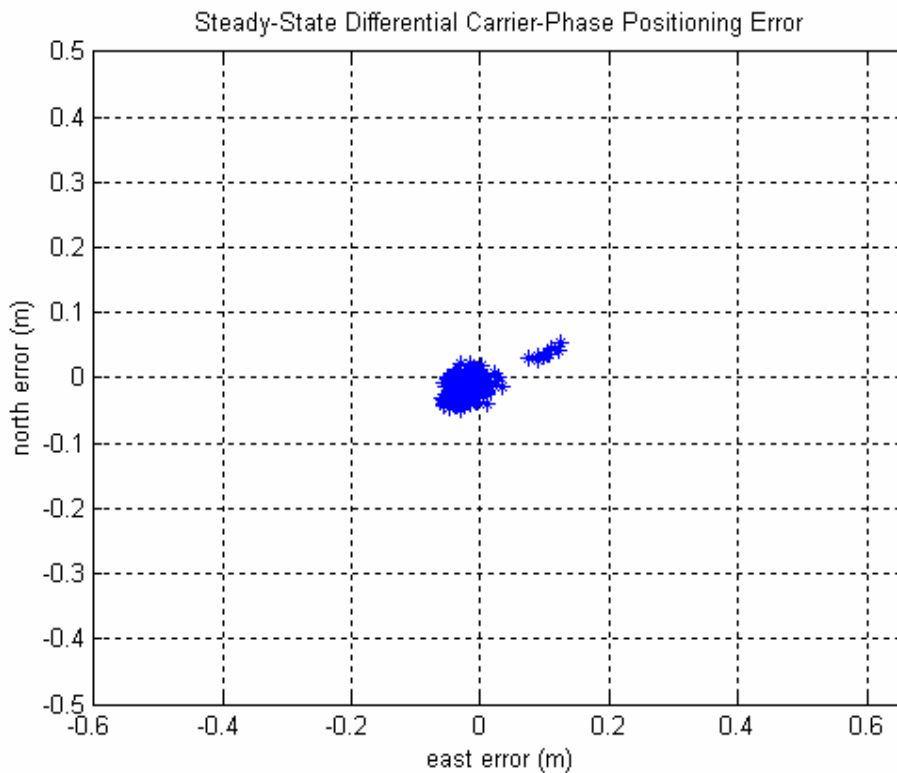


Рис. 12.17. Навигация неподвижного потребителя на основе фазовых измерений ( $e_{\min}=5^0$ ).

Как видим, точность навигации ухудшилась: в ряде случаев точность определения положения хуже 10 см. И причиной такого ухудшения является использование в навигации спутника с номером 4, который вскоре после начала навигационного сеанса исчез из зоны видимости. Рис. 12.18 и 12.19 иллюстрируют сказанное. Данные, представленные на рис. 12.18 были получены при помощи **sndemo18**, а на рис. 12.19 – **sndemo19**.

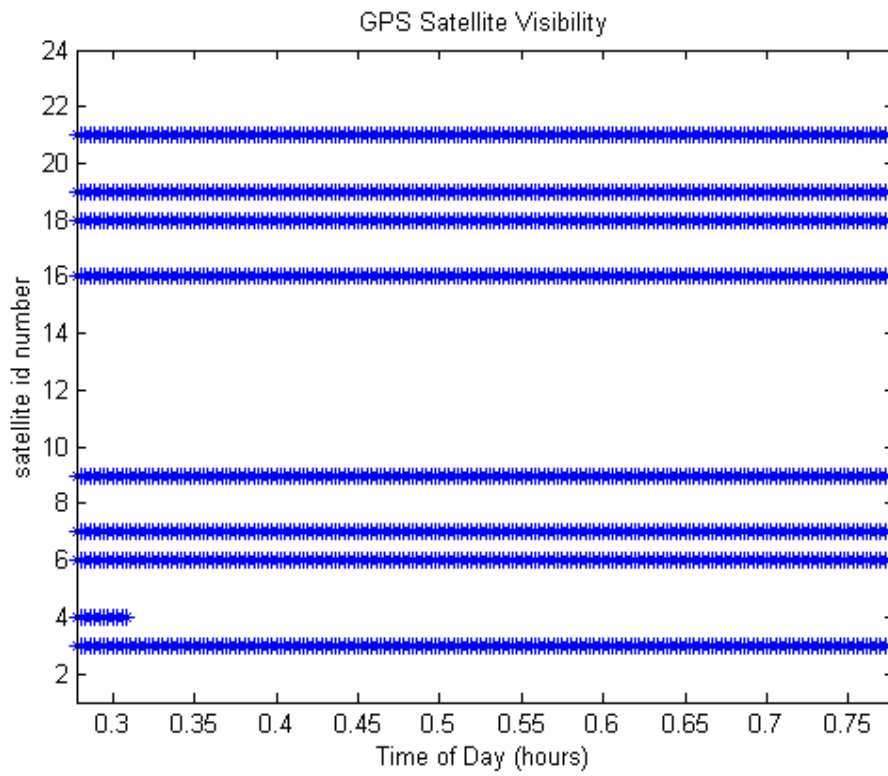


Рис. 12.18. Используемые в навигационном сеансе спутники.

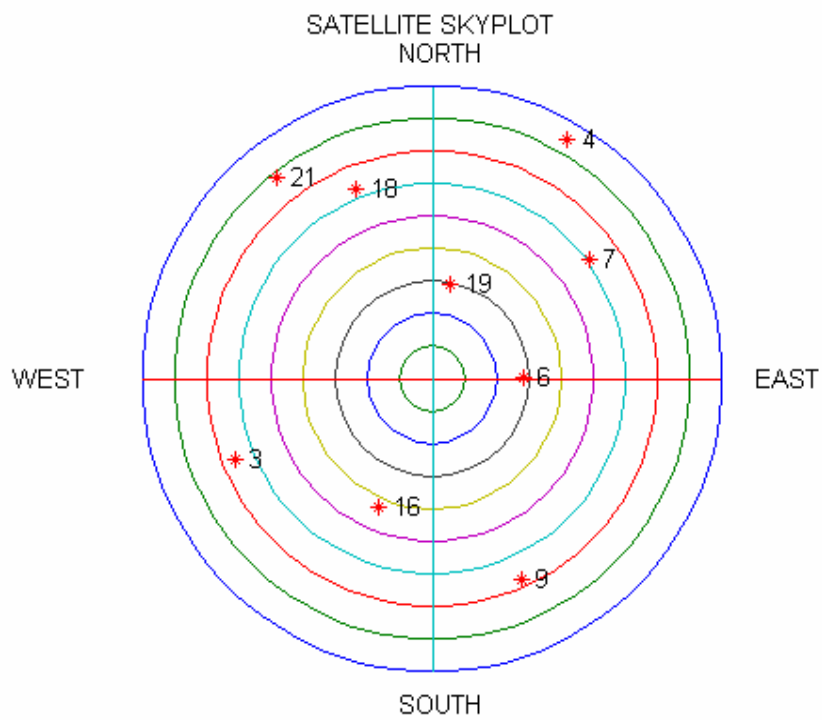


Рис. 12.19. Расположение спутников на звездном небе в начальный момент времени.

Угол возвышения четвертого спутника менее  $10^{\circ}$ , а при таких малых углах возвышения задержки в распространении сигнала в атмосфере очень плохо прогнозируются. Именно это и является причиной ухудшения точности навигации при использовании измерений от данного спутника. Поэтому, для достижения высокой точности фазовой навигации необходимо использовать измерений от спутников, углы возвышения которых имеют большие значения. Правда при этом уменьшается число используемых измерений.

### 14.11 Решение задачи неоднозначности фазовых измерений

Решение задачи навигации с использованием фазовых измерений возможно не только для неподвижного потребителя, но и для движущегося. Англоязычное название таких алгоритмов – "Real Time Kinematic" (RTK). Большинство алгоритмов реального времени при первоначальном оценивании параметров неоднозначности фазовых измерений используют решение, полученное на основе псевдодальностей, сглаженных фазовыми измерениями. Далее, при движении объекта, навигационный алгоритм вычисляет оценку разности между текущей величиной неоднозначности фазовых измерений и первоначальной оценкой. Данный метод и реализован в примере **sndemo20.m**.

### 14.12 Псевдослучайная шумовая последовательность (C/A код)

Основой структуры сигналов системы GPS является псевдослучайная шумовая последовательность (pseudorandom noise – PRN). Гражданский C/A код системы GPS образуется при помощи двух кодов G1 и G2. Как известно, система GPS использует кодовое разделение сигнала. То есть каждый навигационный спутник генерирует свой собственный PRN сигнал. Различные C/A коды образуются при помощи изменения величины задержки кода G2 относительно кода G1. Так например, код C/A PRN 10 образован при величине задержки кода G2 равной 251 бит (chips), а затем этот смещенный код умножается на код G1. Функция **cacode** генерирует все 1023 возможные гражданские C/A коды. Необходимо отметить, что около 40 C/A кодов специально зарезервированы для использования навигационными GPS спутниками.

Примеры **sndemo21** - **sndemo25** позволяют подробно исследовать процессы кодирования и декодирования данных системы GPS.

### 14.13 Анализ многолучевости

Ранее было отмечено, что ошибки измерений вследствие многолучевости и тепловых шумов приемника не компенсируются дифференциальными методами. И если влияние ошибок из-за теплового шума приемника может

быть уменьшено при помощи фазового сглаживания дальномерных определений, то многолучевость остается основным источником ошибок в дифференциальной навигации.

Данные исследований показывают, что ошибки из-за многолучевости могут изменить данные интегральных доплеровских измерений всего на несколько сантиметров, в то время как псевдодальности могут меняться на метры.

Иными словами, влияние многолучевости на интегральные доплеровские измерения является крайне незначительным по сравнению с влиянием на псевдодальность. Напомним, что в интегральных доплеровских измерениях существует неоднозначность в данных.

Такие ошибки, источники которых есть селективный доступ, тропосферные задержки, смещения в часах потребителя и навигационных спутников, являются общими для псевдодальномерных и интегральных доплеровских измерений. И их можно убрать при помощи дифференциальной коррекции. Остаются только ошибки из-за многолучевости, теплового шума приемника, ионосферной дивергенции (ионосферные задержки для псевдодальномерных и интегральных доплеровских измерений равны по величине, но противоположны по знаку).

Данные на рис. 12.20, полученные при помощи программы **sndemo26.m**, показывают изменение величины невязки дальномерных измерений для спутника номер 8 при использовании дифференциальной коррекции.

Ошибки из-за теплового шума приемника имеют высокочастотную компоненту, многолучевость имеет среднечастотную компоненту.

Ионосферная дивергенция же проявляет себя как небольшой тренд в величине невязки измерений. На основе данных измерений, полученных, например, на часовом интервале времени, ионосферная дивергенция может быть аппроксимирована полиномом первого или второго порядка. И далее ошибки из-за ионосферной дивергенции уже могут быть удалены.

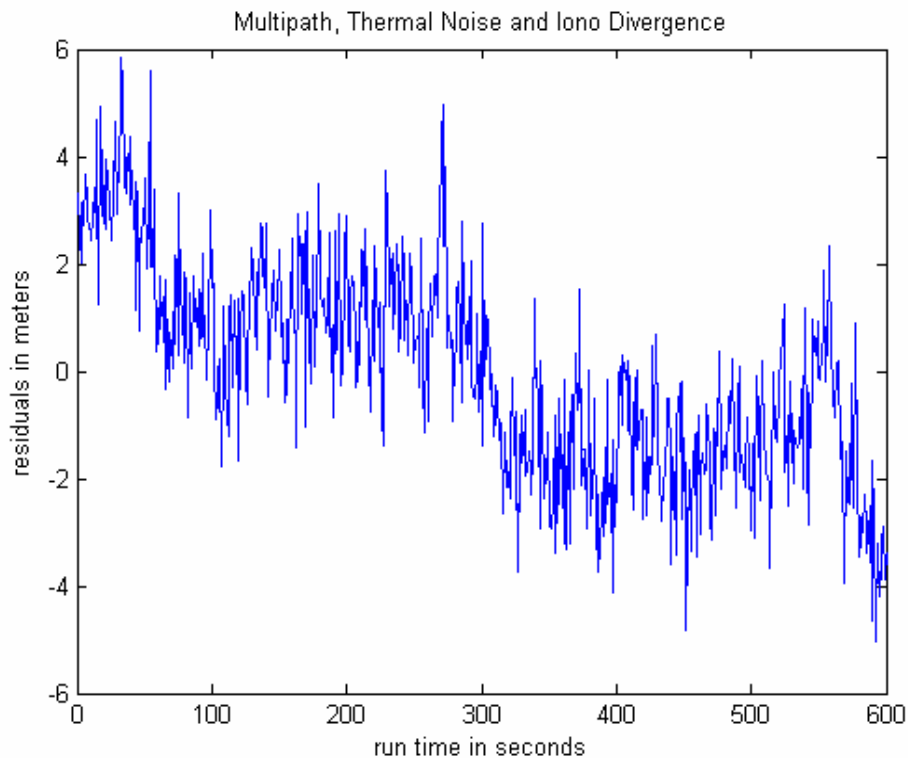


Рис. 12.20. Невязка дальномерных дифференциальных измерений, SV #8.

Для определения параметров тренда воспользуемся функцией Matlab `polyfit`. Выполним в командном окне Matlab следующие операторы:

```
x = 1:600;  
p = polyfit(x,resi,1);  
yfit = polyval(p,x);  
plot(x,resi,x,yfit)  
title('Residuals and Straight-Line Fit')
```

Вектор `yfit` содержит значения дальномерных ошибок, причина которых есть ионосферная дивергенция.

На рис. 12.21 приведены данные о невязке дальномерных дифференциальных измерений для спутника #8 и показан тренд ионосферной дивергенции.

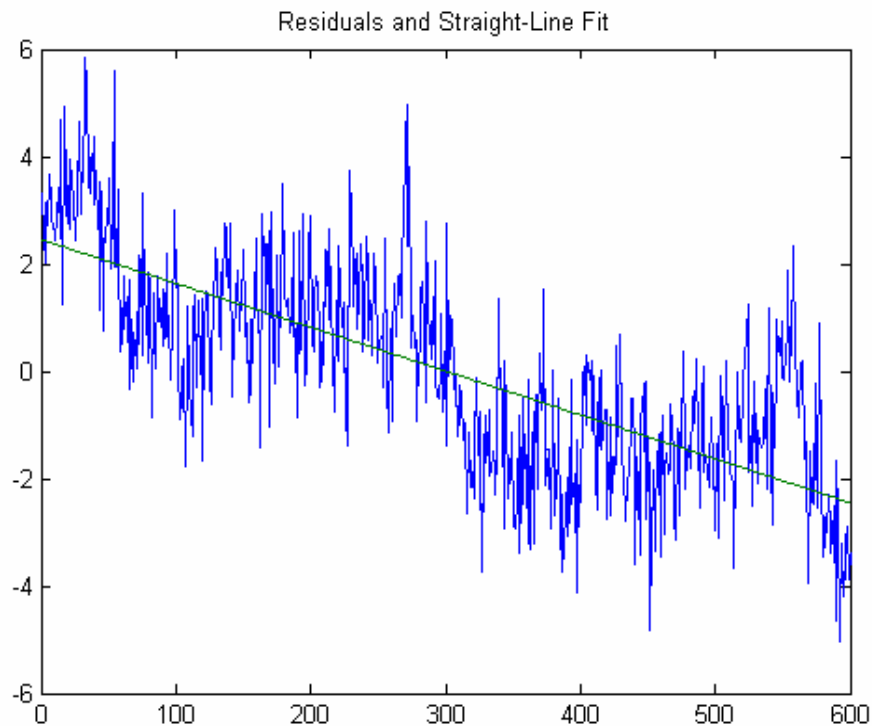


Рис. 12.21. Невязка дальномерных дифференциальных измерений и тренд ионосферной дивергенции, SV #8.

Теперь мы можем убрать влияние ионосферной дивергенции на ошибки измерений. Для этого вычтем из невязки дальномерных дифференциальных измерений соответствующую величину тренда ионосферной дивергенции:

```
resi_fit = resi - yfit;  
plot(x, resi_fit)  
title('Multipath and Noise with Iono Removed')  
ylabel('residuals in meters')  
xlabel('run time in seconds')
```

Результат приведен на рис. 12.22.

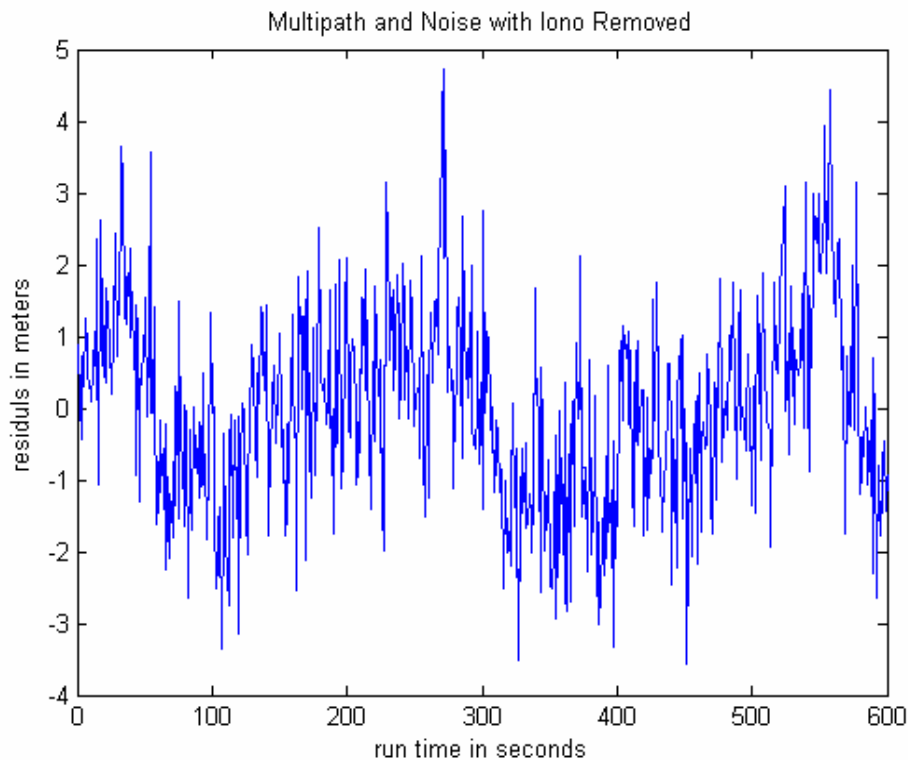


Рис. 12.22. Невязка дальномерных дифференциальных измерений и тренд ионосферной дивергенции, SV #8.

Таким образом, остаются только ошибки из-за многолучевости и теплового шума навигационного приемника.

Напомним, что ошибки из-за многолучевости изменяются более медленно, чем ошибки из-за теплового шума приемника. Нетрудно видеть, что в данном случае характер влияния многолучевости на дальномерные дифференциальные измерения носит ярко выраженный периодический характер. Поэтому, задача по уменьшению ошибок из-за многолучевости может быть решена точно так же, как и при удалении ионосферной дивергенции.

#### 14.14 Описание программ пакета “Спутниковая навигация”

Данный раздел посвящен рассмотрению всех функций пакета, их назначению. Приводится описание всех входных и выходных параметров.

##### 14.14.1 Функция `cacode`

**Назначение.** Генерация C/A кода

**Вызов функции.**  $[ca, g1, g2] = cacode(g2shift)$

**Описание.** Последовательности максимальной длины  $g1$  и  $g2$  используются для образования C/A кода. Хотя все C/A коды и базируются на кодах  $G1$  и  $G2$ , каждый



C/A код однозначно определяется величиной смещения кода G2.

Длина всех последовательностей 1023 бит. Величина `g2shift` может меняться в пределах от 0 до 1022.

**Алгоритм.** Функция `cascode` использует при генерации последовательности, составленные из +1 и -1, и далее проводит операции умножения. Заметим, что в реальности цифровые данные образуются 0 и 1.

**Смежные функции.** `gpscor`

#### 14.14.2 Функция `compkalm`

**Назначение.** Решает задачу фазового сглаживания дальномерных измерений при помощи фильтра Калмана.

**Вызов функции.**

`[prsm, Pvec, prevadr] = compkalm(pr, adr, svid, P, Q, R, Pvec, prevsm, prevadr)`

**Описание.** Интегральные доплеровские фазовые данные (вектор `adr`) применяются для сглаживания псевдодальностей (вектор `pr`). Результирующий вектор, представляющий собой сглаженные псевдодальности, записывается в `prsm`. Вектор `svid` содержит идентификационные номера спутников, соответствующие сгенерированным функцией `gensv` измерениям.

Матрицы `P`, `Q`, `R` – традиционные переменные, используемые в фильтре Калмана: `P` – ковариационная матрица ошибки определения вектора потребителя, начальное значение элементов  $10 \text{ м}^2$ ;

`Q` – ковариационная матрица возмущений ( $0.001 \text{ м}^2$ );

`R` – ковариационная матрица погрешностей дальномерных измерений, порожденных тепловым шумом приемника ( $4 \text{ м}^2$ )

`Pvec` – вектор априорных ошибок измерений.

`prevsm` – вектор сглаженных псевдодальностей для предыдущей эпохи измерений.

`prevadr` – вектор интегральных доплеровских измерений для предыдущей эпохи измерений.

Когда функция `compkalm` вызывается в первый раз, вектора `Pvec`, `prevsm` и `prevadr` должны быть установлены как `[]`.

**Алгоритм.** При прогнозировании дальномерных измерений фильтр Калмана использует интегральные доплеровские измерения. Априорные псевдодальности для текущей эпохи измерений есть сумма апостериорных (сглаженных) псевдодальностей для предыдущей эпохи и приращений в интегральных доплеровских измерениях за эпоху.

## Смежные функции. hatch

### 14.14.3 Функция dops

**Назначение.** Вычисляет геометрический фактор.

**Вызов функции.** `dopvec = dops(svxyzmat, usrxyz)`

**Описание.** Геометрическая матрица (или матрица направляющих косинусов) расположения спутников в пространстве вычисляется относительно положения потребителя. Координаты навигационных спутников задаются массивом **svxyzmat**. Элементы `svxyzmat(i,1:3)` есть  $x, y, z$  координаты  $i$ -го спутника (см. `gensv`). Координаты потребителя – **usrxyz**.

`dopvec(1)` = геометрический фактор в направлении оси OX

`dopvec(2)` = геометрический фактор в направлении оси OY

`dopvec(3)` = геометрический фактор в направлении оси OZ

если `svxyzmat` задан в топоцентрической системе координат относительно положения потребителя, то `dopvec(3) = VDOP`

`dopvec(4)` = геометрический фактор в плоскости OXY

если `svxyzmat` задан в топоцентрической системе координат относительно положения потребителя, то `dopvec(4) = HDOP`

`dopvec(5)` = TDOP

`dopvec(6)` = PDOP

`dopvec(7)` = GDOP

Элементы **dopvec** равны -1, если потребителю видны менее 4 спутников.

**Пример.** Вычислим величину геометрического фактора для потребителя, расположенного в точке пересечения нулевого меридиана и экватора в полночь, при навигации с использованием системы GPS:

```
t = 0;
usrllh = [0 0 0];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
svxyzmat = gensv(usrxyz, t);
dopvec = dops(svxyzmat, usrxyz);
```

В данном примере геометрический фактор вычислен в системе координат ECEF. Если необходимо вычислить величины HDOP и VDOP, то:

```
t = 0;
usrllh = [0 0 0];
```

```

usrxyz = llh2xyz(usrlh);
loadgps
svxyzmat = gensv(usrxyz, t);
[m, n] = size(svxyzmat);
for i = 1:m,
    svenumat(i, :) = xyz2enu(svxyzmat(i, :), usrxyz)';
end
dopvec = dops(svxyzmat, usrxyz);

```

**Алгоритм.** Для вычисления матрицы направляющих косинусов вызывается функция **hmat**. Далее, на основе этой матрицы определяется ковариационная матрица ошибок определения положения потребителя. Величины DOP есть функции от диагональных элементов ковариационной матрицы ошибок определения положения потребителя. Например, квадратный корень из (1,1) элемента есть XDOP, квадратный корень из (4,4) элемента есть TDOP.

**Смежные функции.** **hmat, gensv**

#### 14.14.4 Функция **ekfpos**

**Назначение.** Вычисляет расширенный вектор потребителя на основе известных координат спутников и измерений дальностей до них при помощи фильтра Калмана.

**Вызов функции.** `[est_stat, predstat, Pest, Ppred] = ...  
ekfpos(prvec, svxyzmat, predstat, delta_t, Ppred, Sp, Sf, Sg, r_rho)`

**Описание.** На основе фильтра Калмана оценивается восемь параметров: три координаты положения, три координаты скорости, уход часов и скорость ухода часов потребителя.

**prvec** – вектор измеренных псевдодальностей до спутников, указанных в **svxyzmat**.

**sxyzmat(i, 1:3)** – координаты *i*-го спутника в выбранной прямоугольной системе координат (ECEF или ENU)

**predstat** – априорный расширенный вектор потребителя (положение, скорость, уход часов и скорость ухода часов). При первом вызове функции **ekfpos** вектор **predstat** должен содержать некоторые начальные значения координат потребителя.

**delta\_t** – интервал времени между эпохами измерений, сек.

**Ppred** – априорная ковариационная матрица ошибок определения расширенного вектора потребителя.

**Sp, Sf, Sg** – параметры, характеризующие точность часов потребителя; используются для формирования матрицы **Q**.

**r\_rho** – СКО ошибок дальномерных измерений.

**est\_stat** – оценка расширенного вектора потребителя:

est\_stat(1), est\_stat(3), est\_stat(5) – оценки координат  $x, y, z$  потребителя

est\_stat(2), est\_stat(4), est\_stat(6) – оценки скорости  $V_x, V_y, V_z$  потребителя

est\_stat(7), est\_stat(8) – оценки ухода часов и скорости ухода часов потребителя.

**Pest** – оценка ковариационной матрицы ошибок определения расширенного вектора потребителя.

После вызова функции **ekfpos** данные в массивах **predstat** и **Ppred** обновляются и соответствуют следующей временной эпохе.

**Смежные функции. olspos, olsgg, genrng, gensv**

#### 14.14.5                      **Функция enu2xyz**

**Назначение.** Преобразует координаты  $\{e, n, u\}$  из топоцентрической прямоугольной системы (ENU) с центром в заданной точке  $\{orgx, orgy, orgz\}$  в координаты  $\{x, y, z\}$  геоцентрической прямоугольной гринвичской системы (ECEF) WGS-84.

**Вызов функции.**  $xyz = enu2xyz(enu, orgxyz)$

**Описание.**

enu(1) – координата  $\{e\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

enu(2) – координата  $\{n\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

enu(3) – координата  $\{u\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

orgxyz(1) – координата  $\{x\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

orgxyz(2) – координата  $\{y\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

orgxyz(3) – координата  $\{z\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

xyz(1,1) – координата  $\{x\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

xyz(2,1) – координата  $\{y\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

xyz(3,1) – координата  $\{z\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84,

размерность – метры.

**Пример.** Пусть известны координаты первого приемника в географической системе координат: широта  $39^{\circ}$ , долгота  $-82^{\circ}$ , высота 150 м. Определить координаты второго приемника, расположенного на 1 км восточнее и на 2 км первого приемника. Вычислить также координаты второго приемника в системе WGS-84.

```
rx1llh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];
rx1xyz = llh2xyz(rx1llh)
rx2enu = [1000 2000 0]
rx2xyz = enu2xyz(rx2enu, rx1xyz)
```

**Алгоритм.** Первоначально вычисляются географические координаты центра топоцентрической прямоугольной системы, заданной параметром `orgxyz`. Далее, пересчет из ENU в ECEF осуществляется как поворот и смещение координатных осей.

**Смежные функции.** `xyz2enu`, `xyz2llh`, `llh2xyz`

#### 14.14.6 Функция `genrng`

**Назначение.** Генерирует вектор "измеренных" псевдодальностей и накопленных приращений дальностей, т.е. интегральных доплеровских (или фазовых) измерений, для всех видимых спутников.

**Вызов функции.**

```
[prvec, adrvec] = genrng(rxid, usrxyz, svmat, svidvec, time, esf, samat, mpmat)
```

**Описание.**

**rxid** – идентификационный номер приемника (должен иметь положительное значение). Для моделирования навигации с использованием одиночного приемника величина **rxid** устанавливается равной 1.

**usrxyz(1:3)** – точное положение потребителя в системе координат ECEF.

**svmat(i, 1:3)** – положение *i*-го спутника в системе координат ECEF.

**svid** – вектор, содержащий идентификационные номера всех видимых потребителю спутников, соответствующих **svmat**.

**time** – время недели, сек.

**esf** – флаг типа ошибки и масштабирующий коэффициент.

Если **esf** равен 0, то генерируемые псевдодальности не содержат ошибок.

Если **esf** есть некоторая скалярная величина, то генерируемые псевдодальности содержат все типы ошибок с масштабирующим коэффициентом, равным этой

скалярной величине. То есть к истинным дальностям добавляются погрешности измерений, обусловленными всеми факторами.

Если **esf** есть вектор, то этот вектор определяет факторы ошибок:

**esf(1)** – тепловой шум приемника

**esf(2)** – тропосферная погрешность

**esf(3)** – ошибка, вносимая селективным доступом

**esf(4)** – многолучевость

**esf(5)** – ионосферная погрешность

Например, **esf**=[1 0 0 0 0] означает, что будет добавлена только ошибка, вносимая тепловым шумом приемника.

Величина масштабирующего коэффициента должна быть в пределах от 0 до 1, рекомендуемое значение (по умолчанию) равно 1.

Для теплового шума приемника по умолчанию СКО дальномерной ошибки равно 1 м, а СКО интегральной доплеровской ошибки равно 1 см/с.

Для тропосферной погрешности создаваемые функцией **tropgen** по умолчанию дальномерные ошибки составляют приблизительно задержку 3 м для спутника, находящегося в зените, и 25 м для спутника, угол возвышения которого равен  $5^{\circ}$ .

Для селективного доступа величина ошибки определяется матрицей **samat**. Элемент **samat(t,i)** есть дальномерная ошибка для *i*-го спутника в момент времени *t*, вносимая селективным доступом. Время *t* (сек.) отсчитывается от начала каждого GPS часа. Матрица **samat** формируется функцией **sagen**.

Для многолучевости величина ошибки определяется матрицей **mpmat**, формируемая при помощи функции **mpgen**. Элемент **mpmat(t,i)** есть дальномерная ошибка, вносимая многолучевостью, для *i*-го спутника в момент времени *t* при нулевом угле возвышения. Время *t* (сек.)

отсчитывается от начала каждого GPS часа. Функция **genrng** модифицирует элементы **mpmat(t,i)** в соответствии с действительной величиной угла возвышения (умножается на косинус угла возвышения). Для фазовых измерений функция **genrng** дополнительно умножает элементы **mpmat(t,i)** на коэффициент 0.001. При дифференциальной навигации для каждого приемника необходимо использовать соответствующие разные матрицы **mpmat**. За дополнительной информацией следует обратиться к описанию функции **mpgen**.

Ионосферная задержка формируется функцией **ionogen**.

**prvec** – вектор "измеренных" псевдодальностей для всех спутников, соответствующих **svmat**.

**drvec** – вектор "измеренных" накопленных приращений дальностей для всех спутников, соответствующих **svmat**.

Необходимо отметить, что ошибки селективного доступа и многолучевости генерируются заранее, то есть до моделирования самого процесса

навигации. Во-первых, это сделано для повышения быстродействия моделирования. Во-вторых, при дифференциальной навигации это обеспечивает корректную корреляцию сигналов, создаваемых для базовой станции и приемника потребителя.

Функция **genrng** использует данные **mpmat** и **samat** только для 3600 сек. И если моделируется навигационный сеанс с длительностью более 1 часа, то необходимо учесть, что данные **mpmat** и **samat** будут повторяться. Для корректного моделирования длительного навигационного сеанса пользователь может установить нулевые флаги для селективного доступа и многолучевости в векторе **esf**, а соответствующие ошибки прибавлять к измерениям дополнительно (см. **mpgen** и **sagen**).

Следующее замечание касается моделированию совместной навигации GPS и ГЛОНАСС. Функция **genrng** добавляет ошибки селективного доступа только для спутников, чьи идентификационные номера меньше 25. Причина этого – отсутствие селективного доступа в системе ГЛОНАСС. Напомним, что функция **loadgg** создает такую конфигурацию навигационной системы GPS+ГЛОНАСС, в которой номера GPS спутников изменяются от 1 до 24, а номера ГЛОНАСС спутников – от 51 до 74.

Функция **genrng** не учитывает процесс вращения Земли и для вычисления дальностей используется соответствующее время при определении координат спутников и потребителя.

**Пример.** Пусть приемник находится в точке со следующими координатами: широта  $N 39^{\circ}$ , долгота  $W 82^{\circ}$ , высота 0 м. Вычислить псевдодальномерные и интегральные доплеровские измерения для всех видимых GPS спутников в момент времени, равный 2000 с после полуночи. Считать, что угол видимости над горизонтом должен быть не менее  $15^{\circ}$  и учитывать все факторы ошибок.

```
samat = sagen(24, 3600);
mpmat = mpgen(24, 3600);
rxllh = [39*pi/180 -82*pi/180 0];
rxxyz = llh2xyz(rxllh);
t = 2000;
loadgps
[svmat, svid] = gensv(rxxyz, t, 15);
[pr, adr] = genrng(1, rxxyz, svmat, svid, t, [1 1 1 1 1], samat, mpmat);
```

**Алгоритм.** Функция **genrng** определяет истинные расстояния до каждого спутника в требуемый момент времени (не учитывается эффект вращения Земли). "Измеренные" псевдодальномерные измерения генерируются путем прибавления ошибок к истинным расстояниям.

При вычислении ошибок селективного доступа и многолучевости если время навигационного сеанса не равно целому числу секунд, то функция

**genrng** использует интерполяцию.

Ионосферная задержка добавляется к дальномерным измерениям, а у интегральных доплеровских измерений вычитается. Это сделано для имитации рассеивающего эффекта при распространении радиоволн в ионосфере.

Моделирование неоднозначности фазовых измерений для каждого спутника обеспечивается при помощи добавления к интегральному доплеровскому измерению величины:

$$10 * rxid * rxid * svid * lambda ,$$

где **rxid** – идентификационный номер приемника,

**svid** – идентификационный номер соответствующего спутника,

**lambda** – длина волны , м.

Для GPS спутников длина волны передаваемого сигнала на частоте L1 1575.42 МГц приблизительно равна 19 см. Для ГЛОНАСС спутников, передающих на разных частотах, величина **lambda** будет различаться для каждого спутника. В настоящей версии пакета программ "Спутниковая навигация" данные особенности системы ГЛОНАСС не эмулируются.

**Смежные функции.** **loadgps, loadglo, loadgg, gensv, sagen, mpgen, ionogen, tropgen**

#### 14.14.7                    **Функция gensv**

**Назначение.** Вычисляет координаты положений видимых спутников.

**Вызов функции.** **svxyzmat = gensv(usrxyz, time, masking, orgxyz)** или  
**[svxyzmat, svid] = gensv(usrxyz, time, masking, orgxyz)**

**Описание.** Вычисляет координаты положений спутников (три координаты), которые видны потребителю, расположенному в точке **usrxyz**. Если вектор **orgxyz** не задан, то положения спутников вычисляются в системе ECEF WGS-84. Если же вектор **orgxyz** задан, то он используется как центр топоцентрической прямоугольной ENU системы координат и координаты спутников вычисляются уже в этой системе координат.

**usrxyz(1:3)** – положение потребителя в системе ECEF WGS-84, если вектор **orgxyz** не задан. Если вектор **orgxyz** задан, то **usrxyz(1:3)** определяет положение потребителя в топоцентрической прямоугольной ENU системе координат с центром **orgxyz** .

**time** – время недели в сек.

**maskang** – величина минимального угла видимости спутника над горизонтом, град. Если при вызове функции **gensv** величина **masking** не указана, то по умолчанию используется значение  $5^{\circ}$  .

**orgxyz(1:3)** – дополнительный параметр. Определяет координаты центра



топоцентрической прямоугольной ENU системы координат в системе ECEF WGS-84.

**svxyzmat** – массив координат положений видимых спутников прямоугольной системе координат.  $svxyzmat(i, 1:3)$  – есть координаты  $\{x, y, z\}$   $i$ -го спутника.

**svid** – вектор идентификационных номеров видимых спутников, соответствующих **svxyzmat**.

Функция **gensv** предполагает, что спутниковые орбитальные параметры уже были загружены и доступны как глобальные переменные. Такую возможность предоставляют функции **loadgps**, **loadglo** или **loadgg**.

**Пример.** Пусть приемник находится в точке со следующими координатами: широта  $N 39^{\circ}$ , долгота  $W 82^{\circ}$ , высота 0 м. Вычислить координаты положений всех GPS спутников в момент времени, равный 2000 сек. после полуночи. Считать, что угол видимости над горизонтом должен быть не менее  $15^{\circ}$ .

```
rxllh = [39*pi/180 -82*pi/180 0];
rxxyz = llh2xyz(rxllh);
t = 2000;
loadgps
[svmat, svid] = gensv(rxxyz, t, 15);
```

**Алгоритм.** Функция **gensv** вычисляет координаты положений всех спутников, орбитальные параметры которые были предварительно загружены функциями **loadgps**, **loadglo** или **loadgg**. Угол видимости для каждого спутника вычисляется относительно положения потребителя **usrxyz**. Координаты спутников для которых выполняется условие видимости, записываются в массив **svxyzmat**, а идентификационные номера – в **svid**.

**Смежные функции.** **genrng**, **loadgps**, **loadglo**, **loadgg**, **dops**

#### 14.14.8 Функция **gpscor**

**Назначение.** Задаёт периодическую круговую кросс-корреляцию для C/A кода.

**Вызов функции.**  $[lag, r] = gpscor(x1, x2, numlag)$

**Описание.** В отличие от стандартных кросс-корреляционных функций (см. например, функцию Matlab **xcorr**), функция **gpscor** учитывает тот факт, что C/A код (и другие ограниченные по длине последовательности, используемые для формирования кода C/A, например, коды G1 и G2) являются периодическими последовательностями. Поэтому функция **gpscor** создаёт периодическую корреляцию последовательностей **x1** и **x2** и прерывает метками **r** результирующую последовательность **lag**. Длительность

периодической последовательности задается при помощи величины **numlag**.  
Замечание: поскольку функция **gpscor** предназначена для работы с C/A кодами, то требуется, чтобы длина последовательностей **x1** и **x2** была бы 1023.

**Пример.** Генерировать C/A код. Вычислить и графически отобразить первые 25 значений автокорреляционной функции C/A кода и двух максимально длинных последовательностей, используемых для генерации C/A кода:

```
[ca, g1, g2] = cacode(5);  
[lagg1, rg1] = gpscor(g1, g1, 25);  
plot(lagg1, rg1)  
[lagg2, rg2] = gpscor(g2, g2, 25);  
plot(lagg2, rg2)  
[lagca, rca] = gpscor(ca, ca, 25);  
plot(lagca, rca)
```

Генерировать два различных C/A кода, вычислить и графически отобразить первые 25 значений кросс-корреляционной функции:

```
[ca5, g1, g2] = cacode(5);  
[ca6, g1, g2] = cacode(6);  
[lagca56, rca56] = gpscor(ca5, ca6, 25);  
plot(lagca56, rca56)  
axis([0 25 -200 1200])
```

**Смежные функции.** **cacode**

#### 14.14.9 Функция hatch

**Назначение.** Решает задачу фазового сглаживания дальномерных измерений при помощи фильтра Хатча (Hatch filter).

**Вызов функции.**

```
[prsm, prmat, adrm] = hatch(pr, adr, svid, smint, prmat, adrm)
```

**Описание.** Фильтр Хатча использует интегральные доплеровские измерения для сглаживания псевдодальностей.

**pr** – вектор измеренных псевдодальностей для текущей эпохи.

**adr** – вектор интегральных доплеровских измерений для текущей эпохи.

**svid** – вектор идентификационных номеров видимых спутников, соответствующих **pr** и **adr**.

**smint** – интервал сглаживания (целое число секунд).

**prmat** – матрица псевдодальностей для предыдущей эпохи измерений.

**adrm** – матрица интегральных доплеровских измерений для предыдущей эпохи

измерений.

Когда функция **hatch** вызывается в первый раз, матрицы **prmat** и **adrmат** должны быть установлены как []. Эти матрицы обновляются функцией **hatch** при переходе к следующей эпохе измерений.

**prsm** – вектор сглаженных псевдодальностей.

**prmat** – обновленная матрица предыдущих псевдодальностей.

**adrmат** – обновленная матрица предыдущих интегральных доплеровских измерений.

**Пример.** Задать некоторое положение потребителя. Вычислить положения спутников и дальности. Генерировать "измеренные" псевдодальности с ошибками только из-за теплового шума приемника. Провести фазовое сглаживание псевдодальностей и вычислить положение потребителя на основе использования обычных и сглаженных псевдодальностей. Результат отобразить графически.

```
usrllh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
prmat = [ ]; adrmат = [ ]; i = 0;
for t = 1 : 200,
    i = i+1;
    fprintf(1, ' time = %i stop time = 200\n ', t)
    [svxyzmat, svid] = gensv(usrxyz, t);
    [prvec,adrvec] = genrng(1, usrxyz, svxyzmat, svid, t, [1 0 0 0 0]);
    [prsm,prmat, adrmат] = hatch(prvec, adrvec, svid, 25, prmat, adrmат);
    estusr = olspos(prvec, svxyzmat);
    smestusr = olspos(prsm, svxyzmat);
    err(i, :) = estusr - [usrxyz 0];
    smerr(i, :) = smestusr - [usrxyz 0];
    time(i) = t;
end
plot(time, err(:, 1), 'r', time, smerr(:, 1), 'g')
```

**Алгоритм.** Основой фазового сглаживания является оценивание разности между псевдодальномерными и интегральными доплеровскими измерениями. Оценка этой разности прибавляется к интегральным доплеровским измерениями для уменьшения шума измерений. Необходимо заметить, что величина временного интервала **smint** ограничена вследствие кодо/фазовой ионосферной дивергенцией.

**Смежные функции.** **compkal, loadgps, loadglo, loadgg, gensv, genrng**

#### 14.14.10                    Функция **hmat**

**Назначение.** Вычисляет матрицу направляющих косинусов (геометрическую матрицу).

**Вызов функции.**  $h = \text{hmat}(\text{svmat}, \text{usrpos})$

**Описание.** Матрица направляющих косинусов или, иначе, геометрическая матрица вычисляется для потребителя в точке **usrpos** и спутникового созвездия, заданного координатами **svmat**.

**svmat** – матрица прямоугольных координат спутников.

$\text{svmat}(i, 1:3)$  – координаты  $\{x, y, z\}$   $i$ -го спутника.

**usrpos** – координаты положения потребителя (оценка положения) в прямоугольной системе координат.

**h** – матрица направляющих косинусов спутниковой навигации.

#### 14.14.11                    Функция **ionogen**

**Назначение.** Вычисление задержки распространения навигационного сигнала в ионосфере.

**Вызов функции.**  $\text{delta} = \text{ionogen}(\text{usrxyz}, \text{svxyz}, \text{time})$

**Описание.** Значение **delta** есть величина ионосферной задержки навигационного радиосигнала, передаваемого спутником, координаты которого **svxyz**, и принимаемым потребителем в точке **usrxyz** в момент времени **time**.

**usrxyz(1:3)** – положение потребителя в ECEF.

**svxyz(1:3)** – положение навигационного спутника в ECEF.

**time** – GPS время недели, сек.

**delta** – величина ионосферной задержки, м.

**Алгоритм.** Вычисления базируются на традиционной модели, соответствующей изменению ионосферной задержки от значения в зените как функции косинус в первой половине интервала [4]. Модель учитывает отклонение распространения радиосигнала от прямой линии [5], но не эмулирует неоднородность ионосферы.

#### 14.14.12                    Функция **llh2xyz**

**Назначение.** Преобразует координаты {широта, долгота, высота} из географической WGS-84 в координаты  $\{x, y, z\}$  геоцентрической прямоугольной гринвичской системы (ECEF) WGS-84.

**Вызов функции.**  $\text{xyz} = \text{llh2xyz}(\text{llh})$

**Описание.**

xyz(1) – координата {x} в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.  
xyz(2) – координата {y} в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.  
xyz(3) – координата {z} в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

llh(1) – широта (latitude) точки в радианах.  
llh(2) – долгота (longitude) точки в радианах.  
llh(3) – высота (height) над эллипсоидом WGS-84 в метрах.

**Пример.** Пусть известны координаты приемника в географической системе координат: широта  $39^{\circ}$ , долгота  $-82^{\circ}$ , высота 150 м. Пересчитать координаты в систему ECEF WGS-84.

```
usrllh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];  
usrxyz = llh2xyz(usrllh)
```

**Смежные функции.** enu2xyz, xyz2enu, xyz2llh

**14.14.13                    Функции loadgps, loadglo, loadgg**

**Назначение.** Загружает орбитальные параметры навигационной системы GPS или ГЛОНАСС или GPS+ГЛОНАСС в память как глобальные данные.

**Вызов функции.**            **loadgps**  
                                  **loadglo**  
                                  **loadgg**

**Описание.** Кеплеровы параметры круговых идеальных орбит загружаются в память как глобальные переменные:

**SVIDV** – вектор идентификационный номеров спутников.

**MV** – вектор средних аномалий на базовый момент времени (reference time) для спутников с номерами **SVIDV**, град.

**RV** – вектор радиусов круговых орбит спутников **SVIDV**, м.

**TOEV** – вектор базовых моментов времени, для которых заданы кеплеровы параметры спутников **SVIDV** (time of ephemeris), сек.

**OMGV** – вектор долгот восходящих узлов орбит спутников **SVIDV**, град.

**INCLV** – вектор наклонов орбитальных плоскостей спутников **SVIDV**, град.

Необходимо отметить, что при определении долгот восходящих узлов орбит спутников используется время недели.

Функция **loadgps** загружает только параметры системы GPS. Функция

**loadglo** загружает только параметры системы ГЛОНАСС. Функция **loadgg** загружает параметры систем GPS и ГЛОНАСС. Напомним, что идентификационные номера спутников системы ГЛОНАСС изменяются от 51 до 74.

**Пример.** Загрузить параметры системы GPS и вычислить координаты всех видимых спутников для заданного положения:

```
usrllh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];  
usrxyz = llh2xyz(usrllh);  
loadgps  
t = 0;  
[svxyzmat, svid] = gensv(usrxyz, t);
```

**Смежные функции.** **gensv**, **genrng**

#### 14.14.14 Функция **mpgen**

**Назначение.** Генерация дальномерных ошибок из-за многолучевости.

**Вызов функции.** `delta = mpgen(numsat, duration, model, mpseed)`

**Описание.**

**delta** – матрица дальномерных ошибок из-за многолучевости, соответствующих числу спутников (**numsat** – число столбцов в **delta**) и длине временного интервала в секундах (**duration** – число строк в **delta**).

**model** – задает одну из двух возможных моделей многолучевости. Если **model=1**, то ошибки многолучевости имеют СКО равное 1.6 м и временная константа равна 2 мин. Если **model=2**, то ошибки многолучевости имеют СКО равное 0.4 м и временная константа равна 15 с.

**mpseed** – позволяет пользователю инициализировать генератор псевдослучайных чисел. Применение одного и того же числа дает возможность повторить последовательность псевдослучайных чисел. (См. функции Matlab **rand** и **randn** для получения более подробной информации о генераторе псевдослучайных чисел).

**Пример.** Генерировать ошибки многолучевости для 24 спутников на часовой интервал времени. Использовать модель многолучевости с наибольшей временной константой. Графически отобразить ошибки многолучевости для любого одного спутника.

```
delta = mpgen(24, 3600, 1);  
plot(delta(:, 1))
```

**Алгоритм.** Функция **mpgen** создает ошибки многолучевости при помощи фильтра Butterworth первого порядка, на вход которого подается белый шум.

**Смежные функции.** **genrng**, **sagen**, **ionogen**, **tropgen**

#### 14.14.15 Функция **nmatgen**

**Назначение.** Вычисляет матрицу возможных параметров неоднозначности фазовых измерений для 5 спутников (то есть 4 двойных разностей) с неопределенностью меньше 1 метр (плюс-минус 5 длин волны).

**Вызов функции.**  $Nmat = nmatgen$

**Описание.**

**Nmat** – матрица возможных параметров неоднозначности фазовых измерений. Строки матрицы **Nmat** имеют значения от [-5 -5 -5 -5] до [5 5 5 5]. Пользователь также может загрузить в память матрицу **Nmat** непосредственно из файла **nmat.mat**.

#### 14.14.16 Функция **olspos**

**Назначение.** Вычисляет положение потребителя на основе известных координат спутников и измерений дальностей до них при помощи метода наименьших квадратов.

**Вызов функции.**  $estusr = olspos(prvec, svxyzmat, initpos, tol)$

**Описание.**

**prvec** – вектор измеренных псевдодальностей до спутников, указанных в **svxyzmat**.

**svxyzmat(i, 1:3)** – координаты *i*-го спутника в выбранной прямоугольной системе координат.

**initpos** – априорное положение потребителя (три координаты положения и уход часов) в выбранной системе координат. Данный параметр является необязательным и влияет на скорость решения.

По умолчанию начальное значение ухода часов равно 0.

**tol** – определяет точность итеративного решения. Данный параметр является необязательным. По умолчанию это значение равно  $1e-3$ .

**estusr** – оценка вектора потребителя:

$est\_stat(1)$ ,  $est\_stat(2)$ ,  $est\_stat(3)$  – оценки координат *x, y, z* потребителя

$est\_stat(4)$  – оценка ухода часов потребителя.

Все элементы вектора **estusr** имеют одну размерность, что и вектор **prvec**.

**Пример.** См. раздел 12.14.3.

**Алгоритм.** Априорное начальное значение положения потребителя используется при линеаризации дальномерной навигации. Задача состоит в перемещении оценки положения потребителя из начальной точки в истинное положение. Эта процедура носит итерационный характер, окончание которой наступает, если норма изменения положения будет меньше параметра **tol**. Для предотвращения закливания число итераций ограничено 10. Заметим, что даже если центр Земли будет использоваться в качестве начального положения, то для решения потребуется менее 10 итераций.

**Смежные функции.** **genrng**, **gensv**

#### 14.14.17            Функция **olsposgg**

**Назначение.** Вычисляет положение потребителя, уход часов и смещения между GPS и ГЛОНАСС временными шкалами на основе известных координат спутников систем GPS и ГЛОНАСС и измерений дальностей до них при помощи метода наименьших квадратов.

**Вызов функции.** `estusr = olsposgg(prvec, svxyzmat, svid, initpos, tol)`

**Описание.**

**prvec** – вектор измеренных псевдодальностей до спутников, указанных в **svxyzmat**.

**svxyzmat(i, 1:3)** – координаты *i*-го спутника в выбранной прямоугольной системе координат.

**svid** – вектор идентификационных номеров видимых спутников, соответствующих **svxyzmat**.

**initpos** – априорное положение потребителя (три координаты положения, уход часов и GPS/ГЛОНАСС смещение между системным временем) в выбранной системе координат.

Данный параметр является необязательным и влияет на скорость решения.

По умолчанию начальное значение ухода часов и GPS/ГЛОНАСС смещения равно 0.

**tol** – определяет точность итеративного решения. Данный параметр является необязательным. По умолчанию это значение равно  $1e-3$ .

**estusr** – оценка вектора потребителя:

`est_stat(1)`, `est_stat(2)`, `est_stat(3)` – оценки координат *x, y, z* потребителя

`est_stat(4)` – оценка ухода часов потребителя

`est_stat(5)` – смещение между GPS и ГЛОНАСС временными шкалами.

Все элементы вектора **estusr** имеют одну размерность, что и вектор **prvec**.



**Пример.** См. раздел 12.14.7 (функция **gensv**).

**Алгоритм.** Априорное начальное значение положения потребителя используется при линеаризации дальномерной навигации. Задача состоит в перемещении оценки положения потребителя из начальной точки в истинное положение. Эта процедура носит итерационный характер, окончание которой наступает, если норма изменения положения будет меньше параметра **tol**. Для предотвращения закливания число итераций ограничено 10. Заметим, что даже если центр Земли будет использоваться в качестве начального положения, то для решения потребуется менее 10 итераций.

Поскольку при GPS/ГЛОНАСС навигации необходимо определить пять параметров (три координаты положения, уход часов приемника и смещение между GPS и ГЛОНАСС временными шкалами), то минимальное число измерений равно 5, причем не менее по одному измерению от каждой системы.

**Смежные функции.** **olspos**, **genrng**, **gensv**

#### 14.14.18                    Функция **pathgen**

**Назначение.** Моделирование движения объекта. Траектория движения состоит из произвольного числа прямолинейных участков, соединенных криволинейными участками с фиксированным радиусом поворота. При движении величина линейной скорости не изменяется.

**Вызов функции.** `path = pathgen(initpos, initvel, segparam, deltat)`

**Описание.**

**initpos** – начальное положение объекта в прямоугольной топоцентрической системе координат (ENU), размерность - метры.

**initvel** – начальная скорость объекта в горизонтальной плоскости,  
{ $V_e$ ,  $V_n$ } – проекции скорости на оси East и North, размерность – м/сек.  
Величина линейной скорости есть величина постоянная для всей траектории движения.

**segparam** – характеристики прямолинейных участков и поворотов:

`segparam(i, 1)` – длительность (в секундах) *i*-го прямолинейного участка

`segparam(i, 2)` – направление и величина (в градусах) *i*-го поворота.

Нулевая величина означает отсутствие поворота.

Положительная величина – поворот налево.

`segparam(i, 3)` – величина центростремительного ускорения *i*-го поворота, размерность – м/с<sup>2</sup>.

**deltat** – временной интервал приращения, сек.

**path** – траектория движения объекта в системе координат ENU.

Функция **pathgen** поддерживает только горизонтальное движение. Если в начальном положении **initpos** задана не нулевая высота, то движение будет осуществляться на этой постоянной высоте.

**Пример.** Пусть необходимо смоделировать следующее движение объекта. Первоначально объект находится в центре системы координат ENU. Начальная скорость равна 50 м/с, направление – на север. Спустя 1 минуту объект совершает поворот вправо на  $90^{\circ}$  с ускорением 1 g. Далее прямолинейное движение длительностью 1 мин. Затем правый поворот на  $45^{\circ}$  с ускорением 1 g и снова прямолинейное движение длительностью 1 мин.

```
initpos = [0 0 0];
initvel = [0 50];
segparam = [60 -90 9.8; 60 -45 9.8; 60 0 0];
deltat = 1;
path = pathgen(initpos, initvel, segparam, deltat);
plot(path(:,1),path(:,2))
```

**Алгоритм.** При моделировании поворота величина радиуса вычисляется как квадрат тангенциальной скорости, деленный на центростремительное ускорение. Угловая скорость есть тангенциальная скорость деленная на радиус поворота.

После поворота направление вектора скорости совпадает с направлением движения на следующем прямолинейном участке.

#### 14.14.19                    Функция **raim**

**Назначение.** Алгоритм автономного контроля целостности данных в приемнике. Функция **raim** вычисляет вектор ошибок дальномерных измерений.

**Вызов функции.**            `parvec = raim(prvec, svxyzmat, initpos, tol)`

**Описание.**

**prvec** – вектор измеренных псевдодальностей до спутников, указанных в **svxyzmat**.

**svxyzmat(i, 1:3)** – координаты i-го спутника в выбранной прямоугольной системе координат.

**initpos** – априорное положение потребителя (три координаты положения и уход часов) в выбранной системе координат. Данный параметр является необязательным и влияет на скорость решения.

По умолчанию начальное значение ухода часов равно 0.

**tol** – определяет точность итеративного решения. Данный параметр является необязательным. По умолчанию это значение равно  $1e-3$ .

**parvec** – вектор ошибок дальномерных измерений, размерность этого вектора есть n-4,

где  $n$  – число дальномерных измерений.

**Пример.** См. раздел 12.14.4 (функция **ekfpos**).

**Алгоритм.** Вычисление вектора ошибок дальномерных измерений основывается на QR-декомпозиции (см. описание функции Matlab **qr**), позволяющее выделить область решения (с использованием МНК) из области ошибок данных. Эта возможность основывается на избыточности числа измерений. В качестве меры целостности данных используется норма вектора ошибок дальномерных измерений (корень квадратный из суммы квадратов ошибок дальномерных измерений).

**Смежные функции.** **olspos**, **genrng**, **gensv**

#### 14.14.20                    Функция **sagen**

**Назначение.** Вычисление ошибок измерений из-за селективного доступа.

**Вызов функции.**  $\text{delta} = \text{sagen}(\text{numsat}, \text{duration}, \text{model}, \text{saseed})$

**Описание.**

**numsat** – число спутников, для которых будут вычислены ошибки измерений из-за селективного доступа, то есть для этих спутников будет применяться селективный доступ.

**duration** – длительность действия селективного доступа, целое число с.  
Для **model**=4 или 5 длительность не может быть меньше 1200 с.

**model** – дополнительный необязательный параметр, характеризующий модель селективного доступа:

- 1 – Марковский процесс 2-го порядка, моделируются только дальномерные ошибки измерений
- 2 – Марковский процесс 2-го порядка, моделируются в том числе ошибки скорости
- 3 – Авторегрессионная модель
- 4 – Rater analytic модель
- 5 – Rater analytic модель, моделируются в том числе ошибки скорости и ускорения

**saseed** – дополнительный необязательный параметр, инициализирующий генератор псевдослучайных чисел.

По умолчанию  $\text{saseed} = \text{sum}(100 * \text{clock})$ .

Если **model** = 1,3 или 4, то параметр **delta** есть матрица дальномерных ошибок измерений из-за селективного доступа. Строки в матрице **delta** соответствуют временным эпохам измерений для указанного числа

спутников.

Если **model** = 5, то ошибки измерений есть:

$\text{delta}(:, 3*i - 2)$  – дальномерные ошибки в метрах;

$\text{delta}(:, 3*i - 1)$  – ошибки скорости в м/с;

$\text{delta}(:, 3*i)$  – ошибки ускорений в м/с<sup>2</sup>.

Если **model** = 2, то ошибки измерений есть:

$\text{delta}(:, 2*i - 1)$  – дальномерные ошибки в метрах;

$\text{delta}(:, 2*i)$  – ошибки скорости в м/с.

Ошибки селективного доступа рассчитываются заранее для указанной длительности каждую секунду.

**Пример.** Используя авторегрессионную модель вычислить ошибки измерений из-за селективного доступа для одного спутника на полчаса интервал времени. Результат представить в виде графика.

```
delta = sagen(1, 1800, 3, 2345);
plot(delta)
```

**Смежные функции.** `mpgen`, `ionogen`, `tropgen`, `genrng`

#### 14.14.21 Функция `satvis`

**Назначение.** Отображает картину видимости спутников.

**Вызов функции.**

```
vismat = satvis(usrxyz, tstart, tstop, tinc, sasflg, plotflg, masking)
```

**Описание.**

**usrxyz** – положение потребителя в ECEF.

**tstart, tstop, tinc** – начало, конец и шаг временного интервала при расчете видимости спутников, GPS время недели, с.

**sysflg** – 1 для GPS и 2 для ГЛОНАСС

**plotflg** –

1 - для вывода общего числа видимых спутников в каждый момент времени

2 - для вывода видимости каждого спутника в каждый момент времени

**maskang** – минимальный угол видимости спутников.

Необязательный параметр. Значение по умолчанию 5<sup>0</sup>.

Если **plotflg**=1, то **vismat**(:, 1) есть общее число видимых спутников для момента времени, заданного в **vismat**(:, 2).

Если **plotflg**=2, то **vismat**(:, 25) есть момент времени, для которого рассчитывается видимость спутников. Элементы **vismat**(:, 1)-**vismat**(:, 24) определяют видимость каждого спутника системы (GPS или ГЛОНАСС).

Отсутствие видимости спутника в некоторый момент времени означает нулевое значение.

**Пример.** Графически представить суточную видимость числа спутников системы GPS для потребителя, расположенного в точке: широта  $39^{\circ}$ , долгота  $-82^{\circ}$ .

```
usrllh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];  
usrxyz = llh2xyz(usrllh);  
vismat = satvis(usrxyz, 0, 86000, 1000, 1, 1, 5);
```

Для этого же положения показать видимость каждого спутника:

```
vismat = satvis(usrxyz, 0, 86000, 1000, 1, 2, 5);
```

**Смежные функции.** `gensv`, `loadgps`, `loadglo`, `loadgg`, `skyplot`

#### 14.14.22            Функция `skyplot`

**Назначение.** Отображает картину расположения спутников на звездном небе.

**Вызов функции.**    `skyplot(svxyzmat, svid, usrxyz, figflg, idflg)`

**Описание.**

`svxyzmat(i, 1:3)` – координаты *i*-го спутника в прямоугольной ECEF системе координат.

`svid` – вектор, содержащий идентификационные номера всех спутников, соответствующих `svxyzmat`.

`usrxyz(1:3)` – точное положение в прямоугольной ECEF системе координат.

`figflg` –

1 - если функция Matlab `close` выполняется до вывода графика

0 - если функция Matlab `close` не выполняется до вывода графика

Значение по умолчанию 1.

`idflg` –

1 - если требуется показать идентификационные номера спутников на графике,

0 - иначе.

Значение по умолчанию равно 1.

**Пример.** Графически представить видимость GPS спутников потребителю,

расположенному в точке: широта  $39^{\circ}$ , долгота  $-82^{\circ}$  в начале GPS недели.

```
t = 0;
usrllh = [39*pi/180 -82*pi/180 150];
usrxyz = llh2xyz(usrllh);
loadgps
[svxyzmat, svid] = gensv(usrxyz, t, 0);
skyplot (svxyzmat, svid, usrxyz)
```

**Смежные функции.** gensv, loadgps, loadglo, loadgg, satvis

#### 14.14.23                    Функция svpos

**Назначение.** Вычисление положений спутников в системе координат WGS-84 для заданного момента времени на основе известных кеплеровых орбитальных параметров, при условии движения по идеальным круговым орбитам.

**Вызов функции.** svxyz = svpos(r, toe, Mo, OMGo, incl, t)

**Описание.**

**r** – вектор радиуса круговой орбиты спутника, м.

**toe** – базовый момент времени, для которого заданы кеплеровы параметры спутника (time of ephemeris), с.

**Mo** – средняя аномалия на базовый момент времени (reference time), град.

**OMGo** – долгота восходящего узла орбиты спутника, град.

**incl** – наклонение орбитальной плоскости орбиты спутника, град.

**t** – момент времени, на который рассчитываются координаты положений спутников, сек.

svxyz(1, 1) – {x} координата спутника в системе WGS-84, м.

svxyz(2, 1) – {y} координата спутника в системе WGS-84, м.

svxyz(3, 1) – {z} координата спутника в системе WGS-84, м.

**Смежные функции.** loadgps, loadglo, loadgg, gensv, dops

#### 14.14.24                    Функция tropgen

**Назначение.** Вычисление задержки распространения навигационного сигнала в тропосфере.

**Вызов функции.** delta = tropgen(usrxyz, svxyz, humid)

**Описание.** Значение **delta** есть величина тропосферной задержки навигационного радиосигнала, передаваемого спутником, координаты которого

**svxyz**, и принимаемым потребителем в точке **usrxyz** при значении влажности **humid**.

**usrxyz(1:3)** – положение потребителя в ECEF.

**svxyz(1:3)** – положение навигационного спутника в ECEF.

**humid** – необязательный параметр означает величину влажности в процентах.

**delta** – величина тропосферной задержки, м.

**Алгоритм.** Вычисления базируются на модели Хопфильда (Hopfield).

#### 14.14.25                    **Функция xyz2enu**

**Назначение.** Преобразует координаты  $\{x, y, z\}$  в геоцентрической прямоугольной гринвичской системе координат (ECEF) WGS-84 в координаты  $\{e, n, u\}$  топоцентрической прямоугольной системы (ENU) с центром в заданной точке  $\{orgx, orgy, orgz\}$ .

**Вызов функции.**  $enu = xyz2enu(xyz, orgxyz)$

**Описание.**

**xyz(1,1)** – координата  $\{x\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**xyz(2,1)** – координата  $\{y\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**xyz(3,1)** – координата  $\{z\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**orgxyz(1)** – координата  $\{x\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**orgxyz(2)** – координата  $\{y\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**orgxyz(3)** – координата  $\{z\}$  центра топоцентрической прямоугольной системы (ENU) в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.

**enu(1)** – координата  $\{e\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

**enu(2)** – координата  $\{n\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

**enu(3)** – координата  $\{u\}$  заданной точки в топоцентрической прямоугольной системе (ENU), размерность – метры.

**Алгоритм.** Первоначально вычисляются географические координаты центра

топоцентрической прямоугольной системы, заданной параметром  $orgxyz$ . Далее, пересчет из ECEF в ENU осуществляется как поворот и смещение координатных осей.

**Смежные функции.**  $enu2xyz$ ,  $xyz2llh$ ,  $llh2xyz$

#### 14.14.26                      Функция $xyz2llh$

**Назначение.** Преобразует координаты  $\{x, y, z\}$  в геоцентрической прямоугольной гринвичской системе координат (ECEF) WGS-84 в координаты  $\{latitude, longitude, height\}$  геодезической WGS-84 системы координат.

**Вызов функции.**  $llh = xyz2llh(xyz)$

**Описание.**

- $xyz(1)$  – координата  $\{x\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.
- $xyz(2)$  – координата  $\{y\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.
- $xyz(3)$  – координата  $\{z\}$  заданной точки в системе ECEF WGS-84, размерность – метры.
- $llh(1)$  – широта заданной точки в геодезической системе WGS-84, размерность – радианы.
- $llh(2)$  – долгота заданной точки в геодезической системе WGS-84, размерность – радианы.
- $llh(3)$  – высота заданной точки над поверхностью геоида WGS-84, размерность – метры.

**Смежные функции.**  $enu2xyz$ ,  $xyz2enu$ ,  $llh2xyz$

## 15 Литература

1. Авиационно-климатический атлас-справочник СССР, т. 1, 2. - Л.: Гидрометеиздат, 1975.
2. Авиация, космос и оружие России, 03, 04.12.2001.
3. Авиация, космос и оружие России, 18, 20.02.2001.
4. *Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г., Ярошевский В.А.* Маневрирование космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1970.
5. *Антонов А. В.* Состояние и перспективы оборудования морей в Российской Федерации аппаратурой дифференциальных систем ГЛОНАСС/GPS на



- базе круговых морских радиомаяков // Тр. Межд. конф. "Глобальная радионавигация", М., 1995, с. 61-68.
6. Аэрокосмос, 2001, январь 29, с. 44.
  7. *Балясников Б. Н. и др.* Современное состояние и перспективы развития частотно-временного обеспечения системы ГЛОНАСС // Вопросы радиоэлектроники. Сер. ОВР, 1991, вып. 8.
  8. *Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А.* Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1975.
  9. *Бойков В. В., Галазин В. Ф. и др.* Опыт создания геоцентрической системы координат ПЗ-90 // Геодезия и картография, 1993, № 11.
  10. *Болдиш В. А.* Зарубежные глобальные системы навигации. — М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986.
  11. *Большев Л.Н., Смирнов Н.В.* Таблицы математической статистики, 3 издание. М.: Наука, 1983.
  12. Бортовые устройства спутниковой навигации. *Под ред. В. С. Шебшаевича.* — М.: Транспорт, 1988.
  13. *Ван Дайк К.* Использование спутниковых радионавигационных систем для обеспечения требуемого уровня характеристик глобальной навигационной спутниковой системе// Радиотехника, 1996, № 1, с. 77—82.
  14. *Веремеенко К.К., Тихонов В.А.* Навигационно-посадочный комплекс на основе спутниковой радионавигационной системы // Радиотехника, 1996, №1.
  15. Глобальная навигационная спутниковая система GNSS // НТЦ "Интернавигация", 1997.
  16. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, М.:КНИЦ, 2002.
  17. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. *Под ред. Харисова В.Н., Перова А.И., Болдина В.А.* – 2-е изд. исправ. - М.: ИПРЖР, 1999.
  18. *Грудинская Г. П.* Распространение радиоволн. — М.: Высшая школа, 1975.
  19. *Гусев Ю., Лебедев М.* Перспективы развития спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС и ее интеграция с зарубежными навигационными средствами // Тр. Международной конференции "Глобальная радионавигация", М., 1995, с. 5.1—5.13.
  20. *Долуханов М. П.* Распространение радиоволн. — М.: Связь, 1972.
  21. Интернет-конференция Newsgroup: sci.geo.satellite-nav.
  22. История запусков по программе ГЛОНАСС // Компьютерный бюллетень ВВС КНИЦ ВКС РФ.
  23. *Кинкулькин И. Е.* Интегрированная аппаратура потребителей космических радионавигационных систем // Радиотехника, 1996, № 1, с. 86—89.
  24. *Киселёв А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А.* Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. - М. Машиностроение, 2001.
  25. Компьютерный бюллетень КНИЦ МО РФ, <http://www.rssi.ru/SFCSIC/russia-w.html>.

26. *Конрад Д.* Анализ ошибок систем навигационных спутников // Управление в космосе. Труды III Межд. симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в мирном использовании космического пространства, т. 1, М.: Наука, 1972.
27. *Котяшкин С. И.* Определение ионосферной задержки сигналов в одночастотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника, 1991, № 1, с. 85—95.
28. Красная Звезда, 25.12.2001.
29. *Кудрявцев И. В., Ключников С. Н. и др.* Результаты испытаний аппаратуры потребителей системы ГЛОНАСС // Радионавигация и время, РИРВ, 1992, № 1, с. 57—59.
30. *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, с. 60—63.
31. *Кутиков В. Ю., Сошин М. П. и др.* Перспективная аппаратура дифференциальной геодезической подсистемы спутниковых РНС ГЛОНАСС и GPS // Радионавигация и время, РИРВ, 1992.
32. *Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В.* Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1974.
33. *Лебедев А.А., Нестеренко О.П.* Космические системы наблюдения. - М.: Машиностроение, 1991.
34. *Макода В. С.* Тенденции развития спутниковых навигационных систем в США // Навигация и гидрография, ГОСНИНГИ, 1995, № 1, с. 26—128.
35. *Малышев В.В., Бобронников В.Т., Карп К.А., Нестеренко О.П., Федоров А.В.* Пакеты прикладных программ для оптимизации и управления авиационно-космическими комплексами, "Системный анализ в технике-3". - М.: Изд-во МАИ, 1994.
36. *Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Бобронников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В.* Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление. – М.: Изд-во МАИ, 2000.
37. Материалы особого совещания по связи / производству полетов 27.3 — 7.4.95 // ИКАО, 1995.
38. Навигационный датчик спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS для гражданской авиации "Интер-А" // Рекламный проспект НТЦ "Интернавигация".
39. *Назаренко А.И., Скребушевский Б.С.* Эволюция и устойчивость спутниковых систем. - М.: Машиностроение, 1981.
40. Наземный контур управления // Компьютерный бюллетень ВВС КНИЦ ВКС РФ.
41. *Новиков И. А. и др.* Использование спутниковой навигационной системы NAVSTAR для синхронизации шкал времени // Зарубежная радиоэлектроника, 1985, №11.

42. Новости космонавтики, 1999, 12, с. 2 – 4.
43. Новости космонавтики, 1999, 3, с.38-39.
44. Новости космонавтики, 2000, 12, с.43.
45. Новости космонавтики, 2000, 7, с.36-37.
46. Новости космонавтики, 2001, 1, с.16.
47. Новости космонавтики, 2001, 7, с.40.
48. Письмо министра транспорта РФ Президенту Совета ИКАО // Компьютерный бюллетень VBS КНИЦ ВКС РФ.
49. *Плахов Ю.В., Мыценко А.В., Шельпов В.А.* О методике численного интегрирования уравнений возмущенного движения ИСЗ в задачах космической геодезии. // Изв. Вузов. Сер. Геодезия и аэрофотосъемка. 1989. № 4. с. 61.
50. *Поваляев А.А., Тюбалин В.В., Хвальков А.А.* Определение относительных координат по радиосигналам системы ГЛОНАСС // Радиотехника, 1996, №4.
51. Приемник DN-12, Рекламный проспект фирмы Ashtech, 1996.
52. Приемник GNSS-12, Рекламный проспект фирмы 3S Navigation, 1995.
53. Приемник Sensor II, Рекламный проспект фирмы Ashtech, 1996.
54. Ракетно-космическая техника, 2001, №4.
55. *Решетнев М.Ф.* Развитие спутниковых радионавигационных систем // Инф. бюллетень НТЦ "Интернавигация", 1992, с. 6—10.
56. Российский радионавигационный план, НТЦ "Интернавигация", Москва, 1994.
57. *Салищев В. А., Дворкин В. В., Виноградов А. А., Букреев А. М.* Станция мониторинга радионавигационных полей систем ГЛОНАСС-GPS и определения дифференциальных поправок // Радиотехника, 1996, №1, с.89— 93.
58. *Сахаров Г.Н., Лумбовская Т.Н., Федоров А.В.* Расчет возмущенного движения искусственных спутников Земли. - М.: Изд-во МАИ, 1996.
59. Состояние ОГ ГЛОНАСС // Компьютерный бюллетень VBS КНИЦ ВКС РФ.
60. *Урмаев М.С.* Оптимальный метод интегрирования уравнений движения ИСЗ. // Геодезистъ, 2001, № 6, стр. 20-24.
61. Федеральный радионавигационный план США // МТ и МО США, 1994.
62. Функционирование ГЛОНАСС в 1995 году. Результаты мониторинга. П. Мишра и др. MIT LL. Компьютерный бюллетень VBS КНИЦ ВКС РФ.
63. Характеристики системы ГЛОНАСС: качество измерений и функционирование системы. П. Мишра и др. ION GPS-96. Компьютерный бюллетень VBS КНИЦ ВКС РФ.
64. *Чернявский Г.М., Бартенев В.А.* Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978.
65. *Шебшаевич В. С.* Основные возможности использования ИСЗ для радионавигации самолетов: Доклад на семинаре ЛВВИА 25.12.57// Информационный сборник, Л., 1958, № 33.
66. *Шебшаевич В. С.* Развитие теоретических основ спутниковой

- радионавигации ленинградской радиокосмической школой // Радионавигация и время, РИРВ, 1992, № 1, с. 6-9.
67. *Шебшаевич В. С.* Этапы становления и проблемы развития спутниковых РНС в СССР // Вопросы радиоэлектроники. Сер. ОВР, 1991, вып. 8.
  68. *Шебшаевич В. С., Балов А. В., Химулин В. И.* Развитие дифференциального метода навигационных определений в спутниковой РНС ГЛОНАСС // Радионавигация и время, РИРВ, 1992.
  69. *Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др.* Сетевые спутниковые радионавигационные системы. М.: Радио и связь, 1982.
  70. *Янг Д.* Основные направления проектирования и внедрения системы радиомаяков DGPS/MSK с широкой областью применения // Межд. конф. "Планирование глобальной радионавигации", М., 1995, с. 6.37—6.53.
  71. All Weather Operations Panel (AWOP) // 15 Meeting, Montreal, ICAO, 26.9. — 12.10.1994.
  72. *Andersen J.* A Prototype Loran Augmented GPS // Proc. Of the 1995 Nat. Tech. Meeting of the Inst. Of Navigation., Anaheim, CA, January 18—20 1995.
  73. *Ashkenazi V., Chen W. et al.* High Precision Wide Area DGPS // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 8.
  74. Ashtech Navigation & OEM Products GG24 OEM Board & Sensor GPS+GLONASS, Reference Manual.
  75. AWST, 1999, January 11, p.134-135.
  76. AWST, 2000, March, p.48-49.
  77. AWST, 2000, May 15, p. 26.
  78. AWST, 2001, September 10, p.56-61.
  79. AWST, 2002, January 14, p.211-217.
  80. *Bartenev V.A., Krasilshikov M.N., Malyshev V.V.* Current GLONASS status, upgrades and prospective, Air & Space Europe, Vol. 1, №2, 1999.
  81. *Bazarov Y.* Introduction to Global Navigation Satellite System // AGARD LECTURE SERIES 207. System implications and innovative applications of satellite navigation. NATO AGARD, 1996.
  82. *Beser J.* Integrated GPS/ GLONASS User Equipment// AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 3.1-3.28.
  83. *Beser J., Parkinson B.* The Application of Navstar Differential GPS in the Civilian Community // Navigation (USA), 1982, vol. 29, no. 2, pp. 107—136.
  84. *Blomenhofer H., Mattisek A.* The New DASA-NFS Ground Station Family for Use in Civil Aviation // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 17.
  85. *Blomenhofer H., Meyer-Hilberg J.* Availability and Accuracy During Precision Approaches and Automatic Landings// 5-th Intern. Conf. on Differential Satellite Navigation Systems, St. Petersburg, 1996, Add. vol., Paper № 43.
  86. *Brown R.G.* GPS RAIM: Calculation of Thresholds and Horizontal Integrity Limit Using Chi-square Methods - A Geometric Approach. RTCA Paper No.491-94/SC159-584, Washington, 1994.
  87. *Brown S.G.* Cloud - Cover Simulation Procedure. Astronautic and Aeronautic, 7,

- p.p. 86-89, 1969.
88. *Chistyakov V., Filatchenkov S., Khimulin V.* Parameters of Differential GLONASS/GPS Service on the Base of Russian Marine Radiobeacons // Proc. of DSNS -95, April, 1995.
  89. *Chou H.-T.* An anti-SA filter for non-differential GPS users // Proceedings of the ION GPS-93, 1993.
  90. *Cunningham L. L.* On the computation of the spherical harmonic term needed during the numerical integration of the orbital motion of on artificial satellite. Celestial Mechanics, Volz, 1970.
  91. Differential GNSS for Safe and Accurate Landings // Рекламный проспект фирмы DASA, 1996.
  92. *Doller H.* An Open Cellular Concept for a RTDGPS Reference Network in Austria // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 62.
  93. *El-Sadawy H.* The Middle East Regional DGPS Networks, or Wide Area Augmentation System // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 59.
  94. *Enge P., Parkinson B., Powell J.D., Walter T.* Wide Area Differential GPS Laboratory at Stanford University, <http://waas.stanford.edu>.
  95. *Everhart T.* Implicit single – sequence method for integrating orbits. Celestial mechanics, 1974, Vol. 10, 35 p.
  96. FANS/4-WP/75, ICAO, 1988.
  97. *Feairheller S.* The Russian GLONASS System. US Air Force // Russian study. ION GPS-94, 1994, pp. 293-302.
  98. *Filatchevkov S., Khimulin K., Chistakov V., Bazarov Y.* Broadcast Standard for Russian Maritime DGPS/DGLONASS Service// Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 21.
  99. Flight International, 2001, 16 October, p.36-37.
  100. Galileo and emerging satellite navigation markets. Proceedings of the Industry Workshop on November 27th, 2000, Vienna, Austria.
  101. Galileo. An imperative for European Commission Directorate General for Energy and Transport. Information Note, 2002.
  102. Galileo. Inception Study to support the development of business plan for the Galileo Programme. TREN/B5/23-2001. Executive Summary, Price Waterhouse Coopers, 20 November, 2001.
  103. Galileo. Structural analysis of the European satellite navigation application segment. Final Report, 2000, October. Technomar GmbH.
  104. Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification. 2nd Edition, U.S. Department of Defence, Washington, 1995.
  105. Global Positioning System: Theory and Applications, Volume I, II. Edited by *Parkinson B. W., Spilker J. J.*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, 1996.
  106. GNSSP/2-WP/70. ICAO, 1995.
  107. *Gouni P., Job A.* Design and operation of the Euridis Ranging System // Proc. DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 5.
  108. GPS Risk Assessment Study, The Final Report, The Johns Hopkins University,

- VS-99-007, 1999.
109. GPS World, 2001, April, p.24-28, 54.
  110. GPS World, 2001, April, p.48-53.
  111. GPS World, 2001, August, p.50.
  112. GPS World, 2001, December, p.42.
  113. GPS World, 2001, July, p.9, 38-45.
  114. GPS World, 2001, June, p.67.
  115. GPS World, 2001, March, p.24, 53.
  116. GPS World, 2001, May, p.24-27.
  117. GPS World, 2001, May, p.52.
  118. GPS World, 2001, September, p.36-42.
  119. GPS World, 2001, September, p.44-49.
  120. GPS World, 2001, September, p.50-56.
  121. GPS World, 2002, Autumn, p.28-33.
  122. Greenspan R.L. Global Navigation Satellite System // AGARD Lecture Series 207, System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, NATO, 1996, pp. 1.1-1.9.
  123. Hairer E., Norsett S.P., Wanner G. Solviki Ordinary Differential Equation. I.: Non stiff Problems. Springer Verlag, Besling, Hedelberg, New-York, London, Paris, Tokyo, 1987.
  124. Highlights in Space 2001. Prepared in cooperation with the International Astronautically Federation, the Committee on Space Research and the International Institute of Space Law. UN, New York, 2002.
  125. ICD-GPS-200, NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces (Public Release Version), ARINC Research Corporation, 11770 Warner Ave., Suite 210, Fountain Valley, CA 92708, 1991.
  126. Ilkaev G., Filatchenkov S. et al. The Main Principles of Russia's DGNSS Development // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 56.
  127. Interavia Space Directory, 1989-90.
  128. Ivanov N., Salischev V., Vinogradov A. Ways of GLONASS system advancing // Proceedings of the ION GPS-95, 1995, pp. 991-1011.
  129. Juang J.C., Jang C.W. Failure detection approach applying to GPS autonomous integrity monitoring, IEE Proc.-Radar, Sonar Navigation, Vol. 145, No. 6, 1998.
  130. Kalafus R., Beser J. New RTCM SC-104 Differential GNSS Standards // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 19.
  131. Kaplan E. D. Understanding GPS: Principles and Applications, Artech House Publishers, Boston, 1996.
  132. Kasantsev V. The GLONASS and GLONASS-M programs // ION GPS-95, 1995, pp. 985-990.
  133. Kelly R. J., Davis J. Required Navigation Performance (RNP) for Precision Approach and Landing with GNSS Application // Navigation (USA), 1994, no. 1, pp. 1—30.
  134. Kelly R.J. Derivation of the RAIM Algorithm from First Principles with Performance Comparisons Between Published Algorithms // Proceedings of ION

- Technical Meeting, 1996.
135. *Lachapelle G.* Navigation accuracy for absolute positioning // AGARD Lecture Series 207. System Implication and Innovative Applications of Satellite Navigation, 1996, no. 4-1.
  136. *Lauro-Cetena G.* DGPS for Marine Applications: Ship Performance Monitoring System found the Italian Coast // Proc. DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 22.
  137. *Lee Y.C.* Example Fault Detection and Exclusion Algorithm. RTCA Paper No. 595-95/SC159-683.
  138. Minimum Aviation System Performance Standards DGNSS Instrument Approach System: Special Category I (SCAT-I). Change № 1 to RTCA/DO-217 // RTCA Inc., July 1994.
  139. Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. RTCA/DO-229B, Washington, 1999.
  140. *Misra P., Pratt M., Muchnik R., Burke B., Hall T.* GLONASS Performance: Measurement Data Quality and System Upkeep // Proceedings of the ION GPS-96, 1996.
  141. *Misra P.N., Abbot R.I., Gaposchkin E.M.* Transformation between WGS 84 and PZ-90 // Proceedings of the ION GPS-96.
  142. *Misra P. N.* Integrated use of GPS and GLONASS in civil aviation // MIT LL. Internet.
  143. *Montenbruck O., Pflieger T.* Astronomic mit dem Personal Computer. Springer Verlag, Berlin, 1993.
  144. MX41R DGPS Beacon Receiver, Рекламный проспект фирмы Leica, 1996.
  145. Nav Beacon XL, Рекламный проспект фирмы Trimble, 1996.
  146. NAVSTAR GPS User Equipment Introduction, September 1996, Internet. <http://www.navcen.uscg.mil/gps/geninfo/gpsdocuments/>.
  147. *Offermans G., Zaaijer M., Meijer M.* Evaluation of DGNSS Data links for Cat-III Landings // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 13.
  148. *Orpen Ole.* Recent Developments in the Fugro Starfix DGPS Service // Proc. Of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 33.
  149. *Parkinson B., Axelrad P.* Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual, ION, Vol.35, No. 2, Summer, 1988.
  150. *Parkinson B.W., Fitzgibbon K.T.* Optimal Locations of Pseudolites for Differential GPS// Navigation (USA), Winter 1986-1987, vol. 33, no. 4, pp. 259-283.
  151. *Parkinson S. W.* A History of Satellite Navigation// Navigation (USA), Spring, 1995, vol. 42, no. 1, pp. 109-164.
  152. Pat. 5,331,329 (US), Jul. 19. 1994, Int. Cl.5 G01S 5/02\$ H04B 15/00. Satellite-aided Radio Navigation Method and Radio Navigation System Therefor.
  153. *Philips R.* Relative and Differential GPS // System Implications and Innovative Applications of Satellite Navigation, AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 5.1—5.22.

154. *Polishuk G., Kulik S., Revnivykh S.* Status and development of GLONASS.UN/USA Workshop on "Use and applications of GNSS", 1-5 April, 2002, Santiago, Chile.
155. Proposal for a Council Regulation on the establishment of the Galileo Joint Undertaking. Commission of the European Communities, 20.6.2001.
156. RTCM Recommended Standards for Differential GNSS Service. Third Draft, Future version 2.2, December. 1995.
157. Satellite Navigation Toolbox User's Guide for Matlab, GPSofT, 1998.
158. *Sidereus*. A proposal for the Public / Private Partnership in the framework of the Galileo Programme, Telespazio, 2000.
159. Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification. RTCA/DO-178B, Washington, 1992.
160. Space News, 2001, September 15, p.15.
161. Space Policy, 2000, 16, p.185-188.
162. *Spilker J. J.* GPS signal structure and performance characteristics // Navigation, 1978, vol. 25, № 2.
163. Starfix DGPS Virtual Base Station // Рекламный проспект фирмы Fugro, 1996.
164. Starfix Global Coverage — 2000 km Range // Рекламный проспект фирмы Fugro, 1996.
165. Status and development of EGNOS. UN Workshop, Santiago de Chile, 1-5 April 2002.
166. *Teasley S., Hoover W., Johnson C.* Differential GPS Navigation // IEEE PLAN'S-80, 1980, pp. 9—16.
167. The Federal Aviation Administration <http://gps.faa.gov/>.
168. The U.S. Coast Guard Navigation Center. <http://www.navcen.uscg.mil/default.htm>.
169. *Thorsteinsson S., Gunnarsson T., Gudmundsson G.* Iceland's Network of Differential GPS Radiobeacons // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 61.
170. *Turner D.A.* Global Positioning System. Current status and modernization efforts. UN/USA Workshop. "Use and applications of GNSS", 1-5 April 2002, Santiago, Chile.
171. Understanding GPS: principles and application, *Elliotte Kaplan editor*. — Artech House Publish ERs. Boston-London, 1996.
172. *Vroeijenslijn R., Offermans G. et al.* Wide Area DGNSS Service Using Existing LF-transmitters // Proc. of DSNS-96, St. Petersburg, 1996, Paper № 9.
173. *Walsh D., Capaccio S. et al.* Real Time Differential Positioning Using GPS and GLONASS // Proc. of DSNS- 96, St. Petersburg, 1996, Paper № 11.
174. *Walter T., Enge P.* Weighted RAIM for Precision Approach // Proceedings of the ION GPS-1995, 1995.
175. Wide Area Augmentation System (WAAS), Federal Aviation Administration Specification, FAA-E-2892B, U.S. Department of transportation, 1999.
176. Wild U. The automated GPS Network in Switzerland (AGNES) for Navigation and Geodesy: Concept and First Test Results // Proc. of DSNS-96, St.



- Petersburg, 1996, Paper № 60.
177. Willigen D. van, 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, Anakeim. CA, 1995.

## 16 Список сокращений

В данном разделе приводятся сокращения, используемые в области навигации.

- АБ — антенный блок  
АГС — астрономо-геодезическая сеть  
АКП — аппаратура контроля поля  
АКС — аппаратура командной системы  
АКЦ — автономный контроль целостности  
АЛМ — альманах системы  
АП — аппаратура потребителей  
АПВ — апостериорная плотность вероятности  
АПр — аналоговый приемник  
АПЧ — автоматическая подстройка частоты  
АРМ — автоматизированное рабочее место  
АЦП — аналого-цифровой преобразователь  
АФС — антенно-фидерная система  
БА — бортовая аппаратура  
БВК — бортовой вычислительный комплекс  
БД — база данных  
БНП — бортовой навигационный передатчик  
БТС — бортовая телеметрическая система  
БУС — блок управления спутником  
БУП — блок управления поиском  
БХ — бортовой хронизатор  
БШВ — бортовая шкала времени  
БЭВЧ — бортовой эталон времени и частоты  
ВГС — высокоточная геодезическая сеть  
ВКС — военно-космические силы  
ВПП — взлетно-посадочная полоса  
ВС — воздушное судно  
ВТ — высокая точность  
ВЧ — высокая частота  
ГГС — государственная геодезическая сеть  
ГМС — географическое место спутника  
ГК — генератор кода

ГНС — государственная нивелирная сеть  
ГОС — генератор опорного сигнала  
ГПЗ — геофизические параметры Земли  
ГС — генератор сигнала  
ГЭВЧ — Государственный эталон времени и частоты  
ДГС — доплеровская геодезическая сеть  
ДИСС — доплеровский измеритель скорости—сноса  
ДН — диаграмма направленности  
ДМ — демодулятор  
ДП — дифференциальные поправки  
ДПС — дифференциальные подсистемы  
ДР — дифференциальный режим  
ДС — дифференциальная станция  
ДХ — дискриминационная характеристика  
ЕС КВО — Единая глобальная система координатно-временного обеспечения  
ИДНС — инерциально-доплеровская навигационная система  
ИКАО — Международная организация гражданской авиации  
ИМО — Международная морская организация  
ИНС — инерциальная навигационная система  
ИС — информационные символы  
ИСЗ — искусственный спутник Земли  
ИТП — измеренные текущие параметры  
ИУ — интерфейсное устройство  
КВЦ — координатно-вычислительный центр  
КА — космический аппарат  
КГС — Космическая геодезическая сеть  
КИ — корректирующая информация  
КИК — командно-измерительный комплекс  
ККС — контрольно-корректирующая станция  
КНИЦ — Координационный научно-информационный центр  
КОР — коррелятор  
КОС — кванто-оптические станции  
КС — контрольная станция  
КСВ — коэффициент стоячей волны  
КСС — командные станции слежения  
КУС — курсовая система  
КФ — корреляционная функция  
КХ — код Хемминга  
ЛА — летательный аппарат  
ЛБУ — линейное боковое уклонение  
ЛДПС — локальная дифференциальная подсистема  
ЛЗП — линии заданного пути  
ЛПД — линия передачи данных  
МАМС — Международная Ассоциация Маячных служб

- МВ — метка времени  
МО — Министерство обороны  
МП — микропроцессор  
МПА — микрополосковая антенна  
МСД — метод сравнения дальностей  
МСП — метод сравнения положения  
МЭК — Международная электротехническая комиссия  
НББ — нелинейный безынерционный блок  
НВ — навигационный вычислитель  
НВО — навигационно-временные определения  
НЗ — навигационная задача  
НИ — навигационная информация  
НК — навигационный комплекс  
НОИ — неоперативная информация  
НП — навигационный параметр  
НПО ПМ — научно-производственное объединение прикладной механики  
НС — навигационный спутник  
НФИ — неоднозначность фазовых измерений  
ОГ — опорный генератор  
ОЗУ — оперативное запоминающее устройство  
ОИ — оперативная информация  
ОС — опорная станция  
ОФМ — относительная фазовая манипуляция  
ПА — приемная аппаратура  
ПВ — приемовычислитель  
ПВЗ — параметры вращения Земли  
ПВК — пространственно-временные координаты  
ПВП — пространственно-временные параметры  
ПД — псевдодальность  
ПДМ — псевдодальномерный метод  
ПЗУ — постоянное запоминающее устройство  
ПКА — подсистема космических аппаратов  
ПКУ — подсистема контроля и управления  
ПО — программное обеспечение  
ППМ — промежуточный пункт маршрута  
ПС — проверочные символы  
ПСК — псевдоскорость  
ПСП — псевдослучайная последовательность  
ПСПД — псевдослучайная последовательность дальности  
ПТ — пониженная точность  
ПУ — предварительный усилитель  
ПУИ — пульт управления и индикации  
ПФ — полосовой фильтр  
РГЭ — релятивистские и гравитационные эффекты

РДМ — разностно-дальномерный метод  
РДПС — региональные дифференциальные подсистемы  
РДС — региональная дополнительная система  
РИРВ — Российский институт радионавигации и времени  
РЛС — радиолокационная станция  
РМ — радиомаяк  
РН — разрешение неоднозначности  
РНИИ КП — Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения  
РНП — радионавигационный параметр  
РНС — радионавигационная система  
РСБН — радионавигационная система ближней навигации  
РСДН — радионавигационная система дальней навигации  
РСМ — разностно-скоростной метод  
СГС — спутниковая геодезическая сеть  
СК — система координат  
СКО — среднеквадратическая ошибка  
СКОИ — система комплексной обработки информации  
СКО<sub>сф</sub> — среднеквадратическая сферическая погрешность  
СКФ — система контроля фаз  
СлС — следящая система  
СМ — смеситель  
СНС — спутниковая навигационная система  
СО — система ориентации и стабилизации  
СП — сигнальный процессор  
СРНС — спутниковая радионавигационная система  
СС — система синхронизации  
ССЗ — следящая система за задержкой сигнала  
СТ — стандартная точность  
СТИ — станция траекторных измерений и управления  
СУДС — система управления движением судов  
СЧ — синтезатор частот  
СЭВЧ — системный эталон времени и частоты  
СШВ — системная шкала времени  
ТНХ — требуемые навигационные характеристики  
УВД — управление воздушным движением  
УК — управляющий комплекс  
УКВ — ультракороткие волны  
УПЧ — усилитель промежуточной частоты  
УС — управляющая станция  
Ф — фильтр  
ФД — фазовый детектор  
ФАГС — Фундаментальная астрономо-геодезическая сеть  
ФАП — фазовая автоподстройка

ФИ — фазовое измерение  
ФМ — фазовая модуляция  
ФМн — фазовая манипуляция  
ФОК — формирователь относительного кода  
ФС — фазовая синхронизация  
ЦГС — цифровой генератор сигнала  
ЦИ — цифровая информация  
ЦС — центральный синхронизатор  
ЦСХ — цикловая синхронизация  
ЦУС — центр управления системой  
ЧАП — частотная автоподстройка  
ЧВП — частотно-временные поправки  
ШВ — шкала времени  
ШВП — шкала времени потребителя  
ШДПС — широкозонная дифференциальная подсистема  
ШПС — шумоподобные сигналы  
ЭВЧ — эталон времени и частоты  
ЭВО — эфемеридно-временная информация  
ЭИ — эфемеридная информация  
ЭПД — эквивалентная ошибка дальности  
ЭПС — эквивалентная ошибка скорости

АТ — атомное время  
DOP — Dilution of precision  
ECEF — Earth-Centered Earth-Fixed (геоцентрическая система координат)  
ЕТ — эфемеридное время  
JD — юлианская дата  
GDOP — геометрический фактор ухудшения точности местоопределения  
HDOP — горизонтальный фактор ухудшения точности местоопределения  
MSK — Minimum Shift Keying (манипуляция с минимальным фазовым сдвигом)  
NM — Nautical Mile (морская миля) = 1852 м.  
PDOP — пространственный фактор ухудшения точности местоопределения  
RAIM — Receiver Autonomous Integrity Monitoring (автономный контроль целостности)  
TA1 — шкала международного атомного времени  
TDMA — Time Division Multiple Access  
TDOP — временной фактор ухудшения точности местоопределения  
UERE — User Equivalent Range Error (эквивалентная дальномерная погрешность)  
UERRE — User Equivalent Range Rate Error (эквивалентная погрешность измерения скорости)  
UT — Universal Time (Всемирное время)

VDOP — вертикальный фактор ухудшения точности определения местоположения  
UNC — Coordinated Universal Time (Всемирное координатное время)  
ZT — поясное время

## 17 Приложение

В приложении приведено:

- описание программного обеспечения ГЛОНАСС/GPS навигации;
- описание программного обеспечения GPS/WAAS навигации.

### 17.1 ПО ГЛОНАСС/GPS навигации

Здесь приведен пример программного обеспечения [ГЛОНАСС/GPS](#) навигации: диаграммы данных и блок-схемы подпрограмм.

В программном обеспечении реализован алгоритм, который может использовать два способа обработки навигационных измерений :

- [метод наименьших квадратов \(одномоментные измерения\)](#) ;
- [фильтр Калмана](#) .

При просмотре используется программа Adobe Reader.

*Замечание 1: при открытии файла операционная система может выдать предупреждение о том, что данный тип файла может повредить Ваш компьютер. Откройте файл.*



Для просмотра нажать здесь: [ПО ГЛОНАСС/GPS навигации](#).

*Замечание 2: если файл автоматически не открывается, то Вам необходимо его открыть самостоятельно - искомая информация находится в файле [Appendix1.pdf](#).*

### 17.2 ПО GPS/WAAS навигации

Здесь приведен пример программного обеспечения [GPS/WAAS](#) навигации:

диаграммы данных и блок-схемы подпрограмм.

В программном обеспечении реализован алгоритм, который может использовать два способа обработки навигационных измерений :

- метод наименьших квадратов (одномоментные измерения) ;
- фильтр Калмана .

При просмотре используется программа Adobe Reader.

*Замечание 1: при открытии файла операционная система может выдать предупреждение о том, что данный тип файла может повредить Ваш компьютер. Откройте файл.*



Для просмотра нажать здесь: [ПО GPS/WAAS навигации](#).

*Замечание 2: если файл автоматически не открывается, то Вам необходимо его открыть самостоятельно - искомая информация находится в файле [Appendix2.pdf](#).*

# Индекс

## - А -

AOR-E 245  
Artemis 245

## - Е -

EGNOS 245

## - G -

Galileo 245  
    инфраструктура 253  
    навигационный рынок 255  
    орбитальная группировка 252  
    перспективы развития 262  
    сигналы спутников 253  
GNSS-1 245  
GNSS-2 249  
GPS 159  
    навигационные спутники 159  
    орбитальная группировка 159  
    орбитальное построение 156  
    перспективы развития 221  
    сигналы спутников 159  
    применение в полетах 212  
    режим точной посадки 207

## - I -

IOR 245

## - R -

RAIM 232  
    дальномерные измерения 235  
    модифицированный 241

## - U -

UERE 82  
UERRE 82

## - W -

WAAS 190  
    основные компоненты 190  
    оценка точности 190  
    показатели точности 190  
    сообщения 190

## - Z -

альманах 20  
аппаратура потребителей 19  
взаимодействие сегментов СНС 20  
возмущения орбиты 58  
    аэродинамическое торможение 58  
    влияние управляющей силы 63  
    давление солнечного света 61  
    нецентральность поля тяготения 50  
    притяжение Солнца и Луны 56  
время 22  
    атомное 22  
    гринвичское звездное 21  
    зональное 22  
    среднее 21  
    универсальное 22  
    эфемеридное 21  
геометрический фактор 118, 275  
ГЛОНАСС 146  
    альманах 146  
    навигационный спутник 126  
    орбитальная группировка 126  
    перспективы развития 214  
    радиосигналы 144  
    частотные каналы 144  
    этапы развертывания 121  
    эфемериды 146  
движение спутника 42  
    возмущенное 42  
    невозмущенное 37  
    упрощенная модель 64  
дифференциальная система 184  
    локальная 184  
    региональная 184  
    широкозонная 184  
дифференциальный режим 181  
    разновидности 187  
    сущность 181  
доступность 10  
измерения 100  
    фазовые 100



- космический сегмент 18
- метод 94
- дальномерный 94
  - доплеровский 96
  - комбинированный 98
  - псевдодальномерный 95
  - псевдодоплеровский 97
  - разностно-дальномерный 96
  - разностно-доплеровский 98
- моделирование 267
- движения спутников 267
  - орбитальной структуры 264
- навигационная система 121
- ГЛОНАСС 121
- навигационная функция 93
- навигационный алгоритм 112
- дальномерные и фазовые измерения 112
  - метод наименьших квадратов 103
  - постановка задачи 101
  - фильтр Калмана 106
- навигационный параметр 93
- наземный сегмент 130
- аппаратура контроля поля 130
  - кванто-оптические станции 172
  - контрольные станции 130, 170
  - контроля и управления 19
  - назначение 130
  - система контроля фаз 130, 176
  - системы ГЛОНАСС 121, 130
- непрерывность обслуживания 10
- несингулярные элементы 42
- орбитальная обстановка 73
- оскулирующие элементы 42
- поверхность положения 93
- погрешности 90
- из-за многолучевости 90
  - ионосферные 88
  - приемной аппаратуры 91
  - способы уменьшения 91
  - тропосферные 86
  - частотно-временные 83
  - эфемеридные 84
- подсистема 121
- контроля и управления системы ГЛОНАСС 121
- программное обеспечение 333
- GPS/WAAS навигация 333
  - ГЛОНАСС/GPS навигация 333
- расчет 73
- теневого участка орбиты 73
  - трассы спутника 73
  - эфемерид Луны и Солнца 73
- сегменты СНС 16
- система координат 29
- ECEF 29
  - ENU 29
  - WGS-84 29
  - географическая 29
  - геодезическая 29
  - гринвичская 29
  - ПЗ-90 29
  - связанная орбитальная 29
  - топоцентрическая 29
- технология определения траектории движения спутника 136
- требования к СНС 10
- угловая ориентация 98
- уравнение Кеплера 37
- уравнения Ньютона 42
- условие 73
- взаимной видимости спутников 73
  - видимости спутника с наземного пункта 73
- учет ионосферной погрешности 88
- двухчастотный метод 88
  - метод моделирования трассы 88
- функция 295
- cascode 295
  - compkalm 296
  - dops 297
  - ekfpos 298
  - enu2xyz 299
  - genrng 300
  - gensv 303
  - gpsscor 304
  - hatch 305
  - hmat 307
  - ionogen 307
  - llh2xyz 307
  - loadgg 308
  - loadglo 308
  - loadgps 308
  - mpgen 309
  - nmatgen 310
  - olspos 310
  - olsposgg 311
  - pathgen 312
  - raim 313
  - sagen 314
  - satvis 315
  - skyplot 316
  - svpos 317
  - tropgen 317
  - xyz2enu 318
  - xyz2llh 319

- 
- характеристики 121
    - системные 121
    - точностные 121
  - целостность 10
    - автономный контроль в приемнике 150
    - бортовая автономная система контроля 150
  - частотно-временное обеспечение ГЛОНАСС 142
  - шкала времени 25
    - бортовая 25
    - единая 25
    - методы сверки 27
    - потребителя 25
    - синхронизация 27
    - системная 25
    - системы ГЛОНАСС 142
  - элементы орбиты 37
  - эфемериды 20
  - юлианский период 22