ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

Кружков Дмитрий Михайлович

Методы, алгоритмы и средства совершенствования ГЛОНАСС на основе перспективных информационных технологий

Специальность: 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук

Научный консультант Доктор технических наук, доцент Пасынков В. В.

Москва – 2025

Введение
Глава 1. Методические и формальные основы развиваемой концепции
обеспечения необходимой точности оперативных эфемерид НКА в рамках
функционирования ГЛОНАСС 30
1.1. Постановка технической задачи исследования. Обсуждение проблемы 30
1.2. Формализация развиваемой концепции
1.3. Решение формализованных задач и результаты экспериментальных
исследований
1.4. Заключение к главе 1 109
Глава 2. Развиваемая концепция прогнозирования и уточнения параметров
вращения Земли на борту НКА 111
2.1. Постановка задачи. Обсуждение проблемы 111
2.2. Обсуждение и анализ проблемы прогнозирования ПВЗ 114
2.3. Методика, алгоритмы и результаты прогнозирования ПВЗ. Оптимизация
разработанных процедур 123
2.4. Формализация процедур уточнения ПВЗ на борту НКА 147
2.5. Результаты уточнения ПВЗ и оптимизация разработанных процедур. Анализ
робастности процедур по отношению к неконтролируемым факторам 160
2.6. Заключение к главе 2 191
Глава 3. Обоснование состава методов, алгоритмов и аппаратных средств для
рЕализации функционирования НКА ГЛОНАСС В РАЗЛИЧНЫХ
РЕЖИМАХ 194
3.1. Варианты циклограмм процессов совместного уточнения эфемерид и ПВЗ на
борту НКА ОГ ГЛОНАСС различных сегментов с учетом возможности обмена
информацией по МРЛ 195
3.2. Повышение робастности реализуемой технологии по отношению к составу
и уровню неконтролируемых факторов 199

3.3. Процедуры эффективного применения совмещенных алгоритмов уточнения
эфемерид и ПВЗ
3.4. Результаты совместного уточнения эфемерид и ПВЗ и требования к
аппаратным средствам
3.5. Использование МЛНСС в технологических циклах прогнозирования и
уточнения эфемерид
3.6. Заключение к главе 3
Глава 4. Аддитивные информационные технологии повышения точности
эфемерид НКА ГЛОНАСС
4.1. Базовые технические решения, необходимые для реализации предлагаемых
технологических циклов уточнения эфемерид и ПВЗ 249
4.2. Оценка систематических ошибок измерений, определяемых особенностями
функционирования бортовой аппаратуры НКА. Применение радиотехнической
БА и апостериорных данных в цикле уточнения
4.3. Оценка систематических ошибок измерений, вызванных особенностями
функционирования бортовой аппаратуры НКА. Применение альтернативных
средств для получения оценок
4.3.1. Использование РСДБ
4.3.2. Использование КОС
4.4. Заключение к главе 4
Заключение
Список сокращений и обозначений 302
Литература

ВВЕДЕНИЕ

Современные глобальные спутниковые навигационные системы (ГНСС), включая ГЛОНАСС, GPS, Galileo, Beidou, интегрированы как системы двойного назначения в народное хозяйство (транспорт, системы жизнеобеспечения и т.д.), а также в область военной и специальной техники [1-5]. Иными словами, сложившийся на сегодня уровень использования ГНСС свидетельствует о насущной востребованности их возможностей, предоставляемых любому потребителю. Одновременно с этим неуклонно растут и требования к качеству предоставляемых услуг в отношении потенциальных характеристик точности и в широком смысле – надежности решения задачи навигации. С развертыванием в XXI веке ГНСС нового, вслед за ГЛОНАСС и GPS, поколения таких систем конкуренция в этой области вышла на новый виток. Как следствие, разработчики и ответственные за поддержание и эксплуатацию ГЛОНАСС, GPS, Galileo, Beidou профильные организации постоянно решают одновременно ряд задач, включая модернизацию системы в целом, модификацию ее отдельных сегментов, совершенствование наземных и бортовых аппаратных средств, внедрение новых подходов и алгоритмов при решении рутинных задач, обновление нормативной и пользовательской документации и т.д.

Проводимые мероприятия, в том числе исследования и разработки, направленные на улучшение характеристик ГНСС, одновременно приводят и к усложнению процессов функционирования и сопровождения этих систем. В конечном счете направление развития ГНСС определяется на государственном уровне. В частности, в нашей стране основная концепция развития ГЛОНАСС определяется федеральными программами, утверждаемыми постановлениями Правительства РФ, в том числе выполненной федеральной целевой программой «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012-2020 а также соответствующими положениями государственной годы» [6], программы РФ «Космическая деятельность России», в которой за ГЛОНАСС закреплен отдельный федеральный проект «Поддержание, развитие И использование системы ГЛОНАСС» [7]. Обе упомянутые выше программы

включают комплекс мероприятий, обеспечивающих всестороннее развитие ГЛОНАСС. В данной работе обсуждаются актуальные свойства системы, которыми она будет располагать благодаря совершенствованию технической составляющей, а именно: оснащение новой аппаратурой, в том числе на борту перспективного космического аппарата «Глонасс-К2», расширение состава и улучшение характеристик размещенных на Земле средств (беззапросных и запросных станций), совершенствование аппаратной части, методов И алгоритмов применения текущей наземной и бортовой аппаратуры, включая бортовые синхронизирующие устройства, квантово-оптические системы, межспутниковую лазерную навигационно-связную систему, аппаратуру для проведения радиотехнических межспутниковых измерений, межспутниковую информационную радиолинию, перевод бортовых часов ГЛОНАСС на водородный тип с суточной нестабильностью, измеряемой единицами пятнадцатого знака секунды, а также развитие отдельных функциональных дополнений ГЛОНАСС и способов их применения [8–11]. При этом одним из ключевых направлений совершенствования ГЛОНАСС было и остается повышение точности навигации, в том числе «базовой», под которой будем далее навигацию при использовании сигналов ОГ ГЛОНАСС без понимать привлечения дополнительных средств и источников навигационных данных, т.е. в абсолютном режиме. Необходимо подчеркнуть, что понятие «ОГ ГЛОНАСС» здесь и далее включает не только средневысотный сегмент, но и перспективные его дополнения, такие, как высокоорбитальный космический комплекс (ВКК) и, возможно, геостационарные и низкоорбитальные дополнения.

Общепринятым критерием оценки точностных характеристик ГНСС на текущий момент принято считать эквивалентную погрешность псевдодальности (ЭППД), обусловленную только космическим сегментом, или SISRE, Signal-in-space range error [12] (рис. В.1). Несмотря на то, что он определен в скалярной форме, данный критерий агрегирует целый ряд свойств и характеристик навигационной системы, являющихся результатом ее штатного функционирования как интегрированной системы, включающей не только

орбитальный сегмент в виде навигационных космических аппаратов, но и ряд дополнений в форме соответствующих средств наземной инфраструктуры. В настоящее время уровень развития ГЛОНАСС таков, что к ухудшению SISRE приводит, прежде всего, рост ошибок часов спутников. Кроме того, существенное влияние на SISRE оказывают такие факторы, как рост ошибок эфемерид, неопределенная эволюция параметров вращения Земли (ПВЗ), а также различные неформулярные погрешности бортовой аппаратуры.

Таким образом, стремление усовершенствовать эксплуатируемую ГНСС требует разносторонней «работы» с целым рядом различных источников ошибок, которые являются следствием влияния на навигационную систему неконтролируемых факторов различной физической природы. Такую в указанном смысле «работу» с каждым из этих факторов осуществляет определенная служба или организация, а иногда даже все исполнители соответствующей ФЦП и/или Государственного контракта co своими подходами, алгоритмами, техническими и/или идеологическими ограничениями или решениями. Регулирование направленности и объема таких разработок, а также организация их взаимодействия в Российской Федерации осуществляется на государственном уровне Роскосмосом и Министерством обороны. В силу особой важности поддержания и развития ГЛОНАСС в процессе выполнения упомянутой выше федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012-2020 годы» были получены которые позволили существенно улучшить характеристики результаты, системы, в том числе SISRE, значение которого за последние годы составляет 1,4 метра (по уровню вероятности 0,95) [12]. Достигнутый прогресс обеспечен комплексом успешно проведенных исследований и разработок, направленных на методов совершенствование: алгоритмов баллистикосоздание И И навигационного обеспечения НКА ГЛОНАСС, методик и алгоритмов сбора и обработки данных развёрнутых в процессе реализации ФЦП сетей наземных измерительных станций, парка наземной и бортовой аппаратуры. Ведущую роль в достижении действующих характеристик ГЛОНАСС выполняют созданные в Российской Федерации центры анализа и поддержки в части определения навигационных, геодезических И геодинамических параметров: Информационно-аналитический центр координатно-временного обеспечения, Система прецизионной навигации Министерства обороны, Система эфемеридно-временной информации, высокоточного определения Государственная служба времени, частоты и определения параметров вращения Земли России и другие организации, непрерывно принимающие участие в поддержании текущего состояния навигационного поля ГЛОНАСС.



Рис. В.1. Эволюция SISRE во времени

Помимо SISRE существенно выросла точность эфемерид ГЛОНАСС, транслируемых в кадре навигационному потребителю, главным образом, на аппаратах «Глонасс-М» и, в дальнейшем, «Глонасс-К».

Тем не менее, несмотря на достигнутый прогресс, на текущий момент еще остался ряд проблем, решение которых должно обеспечить отечественной ГНСС ГЛОНАСС лидирующую позицию в отношении точности и доступности среди конкурентных ГНСС, как минимум на территории РФ, что требует почти трехкратного снижения обсуждаемого показателя до уровня менее 0,5 м, если иметь в виду системы GPS, Beidou и Galileo [6, 8]. Для достижения намеченной цели предполагается в основном дальнейшее развертывание и совершенствование наземных аппаратных средств, увеличение числа операций обслуживания орбитального сегмента и частоты загрузки данных. Данные шаги

являются понятными и объективно необходимыми, однако, следует отметить, что улучшение характеристик при таком подходе имеет некоторый «потолок» в силу существования ресурсных ограничений и он будет достигнут, если не в ближайшее время, то, с большой вероятностью, в перспективе. В связи с работе рассматривается изложенным В данной вариант достижения поставленной цели снижения SISRE до уровня менее 0,5 м (0,95) за счет поэтапного перестроения и некоторого совершенствования технологических процедур штатного функционирования ГЛОНАСС, задачей которых является привлечение современных и перспективных бортовых и автономных наземных радиотехнических и оптико-электронных аппаратных средств, обеспечивающих за счет совместной обработки массивов измерений, проводимых между спутниками орбитальных группировок и между спутниками и наземными станциями и оптическими терминалами, повышение точности эфемеридной и частотно-временной информации до такого уровня, который обеспечит требуемое улучшение показателя SISRE в оперативном режиме, а также более высокую точность транслируемых в навигационном кадре потребителю эфемерид и поправок к бортовым шкалам времени и, в конечном итоге, большую точность формируемого на Земле навигационного решения потребителя. При этом предлагаемый вариант применения упомянутых наземных и бортовых радиотехнических и оптико-электронных аппаратных средств в интересах требует повышения эфемеридно-временного обеспечения точности комплексной разработки методик и алгоритмов. Получаемые благодаря их внедрению преимущества очевидны: новые радиотехнические средства за счет квазиглобального размещения их на земле и возможности проведения взаимных сеансов измерений земля-спутник и также сеансов спутник-спутник с последующим обменом данными обеспечивают расширение традиционных возможностей штатных средств наблюдения по количеству и равномерности проведения сеансов сбора телеметрии, повышая возможности в части уточнения эфемерид и взаимной синхронизации часов, в том числе, с часами системы (там где на земле у станций есть соответствующее сопряжение). Аналогичным

образом реализуется ряд преимуществ новых лазерных и оптических аппаратных средств, таких, как высокая точность синхронизации, низкий уровень шума измерений и исключительная помехозащищенность.

При этом формируемые процедуры обработки измерительной информации должны быть реализованы таким образом, чтобы при наличии соответствующих ресурсов бортового вычислителя на борту каждого навигационного космического аппарата (НКА) орбитальной группировки они могли бы функционировать в полном объеме и решать поставленную задачу независимо от загружаемых с наземного комплекса данных, что обеспечит еще одно неоспоримое преимущество ГЛОНАСС перед конкурентами. Однако, в рамках предлагаемого подхода возникает целый ряд усложняющих его реализацию проблем и противоречий:

 отсутствие единой концепции применения новых радиотехнических и оптико-электронных средств в целом и, конкретных вариантов облика реализуемых технологических циклов в частности;

 отсутствие синхронизации упомянутых аппаратных средств с бортовым синхронизирующим устройством и часами системы;

 наличие существенных систематических погрешностей измерений при проведении соответствующих измерений новой аппаратурой в S и оптическом диапазонах и необходимость их сличения;

– при реализации штатного навигационного поля через бортовой излучатель навигационного сигнала (БИНС) происходит компенсация фактических бортовых задержек, в результате чего ни наземная станция, ни потребитель не в состоянии их определить, что становится критичным для реализации в полной мере свойств новой аппаратуры и, таким образом, процедура формирования частотно-временной информации должна проводиться путем сличения с БИНС по другому тракту.

Перечисленные проблемы не исчерпывают все существующие, но их решение требуется для реализации изложенного выше подхода к повышению точности ГЛОНАСС. Подводя итог сказанному, можно констатировать

актуальность решения рассматриваемого в данной работе комплекса задач, направленных на улучшение характеристик ГЛОНАСС, а именно: достижение более высокого уровня точности определения в различных режимах функционирования НКА параметров, влияющих на систему в целом. К числу таких параметров относятся:

- эфемериды НКА ГЛОНАСС в инерциальной системе координат на произвольно заданном отрезке времени;
- значения параметров вращения Земли (смещение полюса относительно его среднего положения на эпоху и неравномерность суточного вращения Земли) и их эволюция;
- уходы бортовых шкал времени относительно шкалы времени системы и друг относительно друга;
- значения выносов фазовых центров антенн во всех используемых частотных диапазонах (S, L);
- задержки в бортовой аппаратуре на различных частотах и по каждой литере.

Настоящая диссертация посвящена анализу необходимых условий для улучшения характеристик ГЛОНАСС в интересах обеспечения на основе информационной технологии, включающей адекватные для этой цели методы и алгоритмы, лидирующую позицию ГЛОНАСС в отношении точности среди конкурентных ГНСС в соответствии с парадигмой трансформации космических систем до 2030 года [13–15].

Представленный выше подход можно формализовать в форме функциональной схемы (рис. В.2.).



Рис. В.2. Функциональная диаграмма путей совершенствования ГЛОНАСС

Существенные результаты в обсуждаемой предметной области, приблизившие в той или иной степени текущий уровень определения перечисленных выше навигационных параметров за счет разработки и поэтапного внедрения новых методов, технологий и алгоритмов, реализованы в трудах целого ряда советских и российских ученых, в том числе: работников 50 ЦНИИ КС: Эльясберга П.Е., Бажинова И.К., Ястребова В.Д., Назаренко А.И., Брыкова А.В., Цепелева А.В., Неволько М.П., Чаплинского В.С., Панюшина А.Н., Глыбочко С.И., Пошеченкова А.А., Куропятникова А.Д., Щербинина В.Н., 4 ЦНИИ МО – Жукова А.Н., Забокрицкого А.В., Хомяка Р.В., Зотова С.М., Титова Е.В.; ИПМ им Келдыша – Акима Э.Л.; НПО ПМ (ныне ИСС им. ак. М.Ф.Решетнёва) – Бартенева В.А, Гречкосеева А.К.; РНИИ КП – Дворкина В.В.; 32 ГНИИИ МО – Донченко С.И.; ЦНИИМаш – Иванова Н.Е., Почукаева В.Н., Ревнивых С.Г.; академии им. А.Ф.Можайского – Дулевича В.Е., Мамона П.А.; академии Петра Великого – Разорёнова Г.Н., Бетанова В.В., РИРВ – Шебшаевича В.С. и многих других, внесших свой вклад в современные облик отечественной спутниковой навигационной Как дальнейшее системы. следствие, совершенствование и развитие ГЛОНАСС вынуждает учитывать все больше различных взаимосвязанных ограничений и сложившихся обстоятельств. Иными словами, при создании обсуждаемой информационной технологии необходимо учитывать, что решение каждой из задач совершенствования характеристик ГЛОНАСС, а также задач уточнения тех или иных параметров по отдельности, то есть в отрыве друг от друга, не позволит достичь ожидаемого результата, а именно трехкратного снижения показателя SISRE, так как все эти задачи взаимосвязаны. Например, точность прогнозирования эфемерид в инерциальной системе координат зависит от точности расчета гравитационного потенциала Земли, для чего необходимо обладать знаниями о фактической ориентации Земли и, соответственно, об эволюции параметров вращения Земли [16–18]. В то же время для оценки параметров вращения Земли на основе специальной обработки измерений до наземных станций [19, 20] необходимо знание истинных эфемерид НКА, ошибки в сведениях о которых препятствуют получению оценок ПВЗ. Другой пример: вычисление эфемерид на будущих отрезках времени требует проведения процедуры высокоточной оценки начальных условий, которая не может быть выполнена без соответствующего высокоточного прогноза (иначе задача не получит сходимости), который, в свою очередь, требует знания начальных условий с высокой точностью, то есть получаемых из апостериорных оценок (рекуррентная задача). Наконец, третий пример: высокоточная оценка эфемерид на борту НКА требует знания фактических значений ряда параметров, таких как ошибка значения «выноса» фазового центра антенной системы (ФЦ АС), задержка в приемо-передающих трактах аппаратуры межспутниковых измерений, которые могут быть

определены только путем обработки измерений с применением апостериорных данных с эфемеридами НКА [21, 22]. Таким образом, в рамках разработки обсуждаемой информационной технологии наблюдается значительное число рекурсивных связей при выборе источника первичных данных, состава выполняемых процедур и соответствующих алгоритмов. Отдельно стоит упомянуть, что беззапросные измерения до наземных станций содержат систематическую ошибку, которая вызвана задержкой сигнала в тропосфере и средствами ионосфере, И отдельно устранить которую стандартными (фильтрацией измерения) невозможно, так как все систематические составляющие ошибок измерений ненаблюдаемы ПО отдельности. Bce перечисленные выше проблемы в настоящий момент решаются в наземных центрах анализа путем агрегации и обработки массивов данных, поступающих беззапросных ОТ наземных запросных И станций, метеослужб, радиоинтерферометров со сверхдлинной базой, оптических систем и т.д.

В связи со сказанным разрабатываемая технология идентификации параметров эфемеридно-временной информации, которая может проводиться в том числе на борту НКА, является уникальной с точки зрения подхода и предполагаемой возможности реализации соответствующих итеративных процедур, то есть набора шагов для поэтапного (там, где доступна пошаговая последовательность процедур) или одновременного (там, где это возможно с точки зрения выполнения условий наблюдаемости) устранения или учета (там, где не представляется возможным убрать их совсем) факторов, препятствующих достижению нового уровня характеристик ГЛОНАСС в части точности и Таким образом, настоящей автономности. В рамках диссертации рассматривается ряд взаимосвязанных частных задач, которые являются компонентами общей задачи улучшения характеристик ГЛОНАСС и решение каждой из которых прямо или косвенно устраняет либо снижает до нужного уровня влияние неконтролируемых факторов (погрешностей), перечисленных выше, и «увязывание» которых друг с другом в единое целое формирует новый вариант технологического цикла эксплуатации НКА ОГ ГЛОНАСС.

Таким образом, настоящая диссертация содержит обобщение и вариант решения комплексной научно-технической проблемы совершенствования потребительских характеристик ГЛОНАСС в части обеспечиваемой точности в процессе функционирования навигационных космических аппаратов (НКА) с использованием современных и перспективных аппаратных средств.

Целью диссертационной работы является создание научного задела, способствующего эффективному внедрению предлагаемых информационных технологий в интересах улучшения характеристик ГЛОНАСС до уровня, обеспечивающего этой системе лидирующую позицию в отношении точности среди конкурентных ГНСС.

Объект исследования. Навигационные космические аппараты ГЛОНАСС современных и перспективных орбитальных группировок, наземные и бортовые радиотехнические и оптико-электронные аппаратные средства ГЛОНАСС.

Предмет исследования. Варианты циклограмм функционирования и сценариев взаимодействия НКА ОГ ГЛОНАСС, в том числе с наземными средствами, методики и алгоритмы формирования эфемеридно-временной информации на борту НКА, методики и алгоритмы обработки на борту НКА данных и измерений в интересах определения составляющих погрешности навигационного решения потребителя за счет космического сегмента, в частности: эфемерид НКА ГЛОНАСС в инерциальной системе координат, значений параметров вращения Земли, уходов бортовых шкал времени относительно шкалы времени системы и друг относительно друга, значений выносов фазовых центров антенн, задержек в бортовой аппаратуре на различных частотах и по каждой литере.

Задачи исследования.

1. Формирование облика новых технологических циклов функционирования бортовых средств современных и перспективных НКА ГЛОНАСС, разработка математических моделей и прототипов алгоритмов, обеспечивающих решение на борту задач по определению параметров движения НКА и прочих согласующих данный процесс параметров при одновременном улучшении характеристик ГЛОНАСС.

2. Разработка информационных технологий высокоточного прогнозирования и определения на борту НКА эфемерид ОГ, предназначенных для трансляции потребителю в оперативном режиме с учетом уточнения всех вспомогательных данных в различных режимах функционирования ОГ.

3. Анализ эффективности предлагаемых информационных технологий, а также разработанных методик и алгоритмов с точки зрения достигаемых характеристик ГЛОНАСС и необходимых для их реализации требований, в том числе с применением реальных данных.

4. Разработка предложений относительно реализации предлагаемого комплекса мер по обеспечению ГЛОНАСС лидирующего положения в отношении точности и автономности среди конкурентных ГНСС.

Методы исследования. Системный анализ, математическое и статистическое моделирование, механика космического полета, методы обработки данных.

Научная новизна и значимость (соответствующие пункты паспорта специальности 2.5.16 указаны в скобках):

1. Разработаны:

1.1. Модели и алгоритмы высокоточного прогнозирования эфемерид на борту НКА (п.1), предназначенные для последующего использования в качестве исходных данных для процедуры определения эфемерид на основе обработки измерений;

1.2. Модели, алгоритмы и циклограммы уточнения эфемерид НКА на основе межспутниковых измерений с применением различных бортовых и наземных радиотехнических и оптико-электронных аппаратных средств (п.7,12);

 1.3. Модели и алгоритмы определения на борту параметров вращения Земли (п.7,12), предназначенные для совместного функционирования с алгоритмами определения эфемеридно-временной информации НКА; 1.4 Вариант технологического цикла функционирования современных и перспективных НКА ОГ ГЛОНАСС формирования на борту НКА высокоточной эфемеридно-временной информации на основе использования предлагаемых информационных технологий и существующих аппаратных средств.

1.5. Прототипы бортовых алгоритмов (п.17), включая необходимые условия их реализации.

2. Создан программный макет (п. 14,15), обеспечивающий:

2.1. Реализацию моделей, методик и алгоритмов по п.1.1-1.5;

2.2. Анализ особенностей процессов функционирования НКА ГЛОНАСС в рамках новых технологических циклов;

2.3. Оценку эффективности разработанных алгоритмов и настроенных циклограмм и сценариев функционирования объектов исследования.

Практическая значимость результатов исследования:

1. Формализована и реализована в виде прототипа бортового алгоритма информационная технология высокоточного прогнозирования и уточнения эфемерид на борту НКА, включающая требующиеся для ее реализации модели и алгоритмы, вспомогательные информационные технологии прогнозирования и уточнения инерциальных эфемерид, ПВЗ и других согласующих параметров, а также варианты циклограмм функционирования и сценариев взаимодействия НКА ОГ ГЛОНАСС в целом и совокупности бортовых и наземных аппаратных средств в частности;

2. Формализована и реализована в составе прототипа единого бортового алгоритма оптимальная с точки зрения точности методика прогнозирования эфемерид и ПВЗ, включая варианты применяемых моделей и настроек алгоритмов, а также определены уровни достигаемой точности и соответствующей ошибкам прогнозирования эквивалентной погрешности псевдодальности;

3. Сформирована концепция и создана процедура в составе прототипа единого бортового алгоритма уточнения эфемерид и ПВЗ на основе обработки измерений до наземных станций с учетом предложений, методик и алгоритмов

устранения широкого спектра неконтролируемых факторов, привносящих неприемлемые с точки зрения требований к точности погрешности измерений;

4. Сформированы и проверены на конкретных примерах предложения по интеграции в технологические циклы ГЛОНАСС дополнительных информационных технологий и средств измерений, включая радиотехнические и оптические наземные и бортовые аппаратные средства, привлекаемые в интересах достижения поставленной цели – получения высокоточных эфемерид на борту НКА в рамках отработки предлагаемой информационной технологии.

5. Разработан программный макет, обеспечивающий экспериментальную отработку разработанных моделей, методов и алгоритмов как в отдельных элементах предлагаемой технологии, так и в комплексном эксперименте, позволяющий провести их последовательную донастройку, модернизацию, модификацию и апробацию на реальных данных.

Достоверность результатов подтверждается использованием верифицированного математического аппарата, обоснованием результатов сравнения с аналогичными методиками и моделями, а также доступными экспериментальными данными.

Внедрение результатов диссертационной работы. Результаты работы внедрены в АО «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнева», «Научно-производственная В AO корпорация «Системы приборостроения», кафедре 704 «Информационнопрецизионного на управляющие комплексы ЛА» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет»).

Апробация работы. Результаты работы апробированы, опубликованы в тезисах и трудах международных и отечественных научно-технических конференций: Международного семинара «Навигация и управление движением» (г. Самара, Самарский государственный университет, 2020), XIV Всероссийской Мультикоференции по проблемам управления (с. Дивноморское, Южный федеральный университет, 2021), XVI Всероссийской Мультиконференции по

проблемам управления (г. Волгоград, ВолгГТУ, 2023), XIV Всероссийского совещания по проблемам управления (г. Москва, ИПУ РАН, 2024).

Результаты диссертационной работы опубликованы в 14 статьях в рецензируемых изданиях Перечня ВАК Минобрнауки России, 14 рецензируемых изданиях Перечня Scopus (включая 8 Web of Science), в 3 учебных пособиях, в сборниках тезисов и трудов 4 конференций.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Вариант решения комплексной научно-технической проблемы совершенствования потребительских характеристик ГЛОНАСС в форме иерархически упорядоченной совокупности информационных технологий, методик и алгоритмов, обеспечивающих достижение заявленных целей настоящего исследования. Упомянутая выше совокупность включает:

- технологический цикл функционирования современных и перспективных НКА ГЛОНАСС, сформированный с учетом требований к составу и характеристикам перспективных бортовых и наземных аппаратных средств и сценариям их взаимодействия и обеспечивающий тем самым заявленные требования по ЭППД: менее 0.3 м в течение суток (0.95) и менее 1 метра в течение 1 недели в различных режимах функционирования ГЛОНАСС;

- методику, алгоритмы и результаты прогнозирования и уточнения ПВЗ (единицы mas по уровню 0.95) на борту НКА на основе имеющихся апостериорных данных и обработки данных измерений, получаемых с привлечением автономных наземных станций и доп. средств;

- алгоритмы и результаты прогнозирования и уточнения на борту НКА эфемерид в инерциальной системе координат на основе имеющихся апостериорных данных и обработки данных измерений с привлечением современных и перспективных бортовых аппаратных средств, обеспечивающие ЭППД, обусловленную ошибками эфемерид, на уровне менее 0.2 м (0.95);

- технологический цикл применения дополнительных средств альтернативной инфраструктуры, включая РСДБ, КОС, а также привлечения МЛНСС в интересах решения на борту навигационной задачи по оценке

составляющих погрешностей измерений псевдодальностей между спутниками и между НКА и наземными станциями, обеспечивающий сантиметровую точность сличения расчетных и фактических данных.

- методику, алгоритмы и результаты уточнения выносов ФЦ АС НКА ГЛОНАСС и задержек в приемных трактах на различных литерах с применением апостериорных данных и предварительных циклов подготовки и обработки измерений НКА ОГ ГЛОНАСС.

2. Прототипы бортовых алгоритмов, обеспечивающих реализацию разработанных в составе единого программного макета перечисленных в п.1 алгоритмов и соответствующих моделей.

3. Подтверждение возможности реализации идеи достижения заявленных целей исследования путем математического моделирования разработанных процедур и технологических циклов, а также обработки реальной измерительной информации.

Личный вклад. Представленные результаты исследований получены лично соискателем либо под непосредственным руководством соискателя. Эти исследования включают формализацию задач, разработку методик и алгоритмов, создание на их основе архитектуры программно-математического обеспечения, получение и анализ результатов, формулирование выводов. Из работ, опубликованных автором в соавторстве, в диссертацию вошёл только материал, принадлежащий лично автору. Заимствованные положения сопровождаются ссылками на их источники.

В первой главе диссертации обсуждается возможность выполнения перманентного требования повышения точности эфемерид навигационных космических аппаратов при условии включения В соответствующие технологические цепочки современных и перспективных бортовых аппаратных средств. Обсуждаются достигнутый уровень технологий и алгоритмов определения эфемерид НКА и те препятствия, которые на сегодняшний день не позволяют существенно повысить точность загружаемых/транслируемых в оперативном режиме эфемерид НКА, в частности: недостаточный уровень

синхронизации всех средств сличения навигационных параметров, характеристик НКА и аппаратуры проведения измерений, высокая загрузка инфраструктуры, выделяемой на операции обслуживания и поддержки нужной точности данных, ограниченная пропускная способность канала обмена данными с НКА, географические и политические ограничения в использовании наземных станций сбора информации, ограниченная точность реализации бортовой модели движения НКА и т.д. В связи с этим в первой главе развивается концепция совершенствования процедур штатного и формирования процедур самостоятельного функционирования орбитальной группировки ГЛОНАСС. Эти процедуры включают в себя модернизацию соответствующих аппаратных и программных средств и использование располагаемых ГЛОНАСС бортовых аппаратных средств межспутниковых измерений в интересах повышения эфемерид НКА. Реализация данной концепции основана точности на совмещении технологий высокоточного прогнозирования и последующего уточнения эфемерид на борту НКА в рамках единой технологической цепочки, орбитальному сегменту отводится большая роль в формировании где навигационных данных. Процедуры уточнения эфемерид основаны на применении современной и перспективной аппаратуры для проведения радиотехнических и оптических межспутниковых измерений, имеющей низкое значение СКО шума измерений. Заметим, что при подобном подходе существует ряд технических проблем, устранение которых потребует дополнительных мероприятий, в частности: обработки межспутниковых измерений между НКА ГЛОНАСС средневысотного сегмента и перспективных дополнений системы, синхронизации измерений, полученных от различных источников – аппаратных средств, выбора оцениваемых согласующих измерения параметров, устранения систематических погрешностей, планирования сеансов настройки И оптимальных фильтров обработки данных.

В работе предлагается реализовать описанный выше процесс формирования эфемерид на борту НКА в рамках двухэтапной процедуры, на первом этапе которой формируется высокоточный прогноз, основанный на соответствующей

методике и наборе моделей и алгоритмов, объединение которых в одно целое представляет самостоятельный результат данной диссертации. Результаты прогноза используются на втором этапе для обработки измерений псевдодальностей между НКА с учетом ряда необходимых ограничений.

Таким образом, в первой главе содержится описание:

– концепции предлагаемого технологического цикла, реализуемого на борту
НКА ГЛОНАСС в интересах повышения точности эфемерид в инерциальной
системе координат без использования закладываемой информации с наземного
комплекса управления;

– методики и алгоритмов прогнозирования эфемерид НКА ГЛОНАСС, основанных на использовании современных высокоточных математических моделей и методов, включающих как детерминированные, так и эмпирические составляющие, предназначенных для использования на любых временных интервалах (от нескольких часов до нескольких месяцев) в условиях отсутствия загружаемой с НКУ информации об эфемеридах;

– алгоритмов уточнения на борту эфемерид НКА ГЛОНАСС на основе обработки измерений псевдодальностей, сформированных между парами НКА, обеспечивающих повышение точности знания эфемерид ГЛОНАСС и соответствующей им компоненты параметра SISRE (за счет эфемерид) в различных режимах функционирования системы;

 – результатов отработки с применением программного макета методики и алгоритмов прогнозирования эфемерид НКА с использованием реальных данных об эфемеридах и ПВЗ;

– результатов отработки на программном макете методики и алгоритмов комплексного уточнения эфемерид различных спутниковых группировок ГЛОНАСС в режиме между закладками точных (оперативных) эфемерид и при их отсутствии, а также алгоритмов прогнозирования и уточнения эфемерид на основе обработки межспутниковых измерений с учетом обмена информацией по межспутниковой линии связи;

– оценок статистических характеристик ЭППД за счет погрешностей знания
эфемерид в инерциальной СК в различных режимах функционирования
ГЛОНАСС.

Во второй главе обсуждается проблема неопределенной эволюции параметров вращения Земли и влияние этой неопределённости на точность передаваемых потребителю в навигационном кадре эфемерид, итоговое значение ЭППД, а также точность прогнозирования эфемерид НКА при моделировании его движения в инерциальной системе координат. Обсуждаются современные способы определения данных параметров и их недостатки в отношении оперативности и точности передачи этих данных в ГЛОНАСС от других системных служб, а от ГЛОНАСС – через переводимые в ПЗ90 эфемериды – к потребителю. Заметим, что используемый в сегодняшней технологической цепочке эксплуатации НКА ГЛОНАСС механизм регулярной загрузки данных о фактической эволюции ПВЗ и их прогнозе на будущие интервалы требует не только выделения на решение данной задачи ресурсов и организации соответствующей кооперации служб, но и частого повторения этих процедур вследствие значительной скорости и непредсказуемости эволюции, в первую очередь DUT, препятствуя при этом функционированию НКА в независимом от данных с НКУ и его поставщиков режиме. С целью преодоления этой трудности И создания задела под альтернативный сценарий функционирования орбитального сегмента во второй главе развивается концепция дополнения новыми процедурами процессов функционирования орбитальной группировки ГЛОНАСС. Эта концепция включает создание самостоятельного набора алгоритмов, обеспечивающих повышение точности транслируемых эфемерид НКА в связанной с Землей системе координат за счет модернизации программных средств, привлечения располагаемых ГЛОНАСС бортовых аппаратных средств и сети автономных наземных станций. В итоге развиваемая концепция предполагает реализацию на борту технологии высокоточного прогнозирования с последующим уточнением параметров вращения Земли. Соответствующие процедуры уточнения ПВЗ основаны на

применении аппаратуры для генерации беззапросных и запросных измерений псевдодальностей до наземных станций и оптических терминалов. Развиваемая концепция требует решения ряда частных задач, возникающих при её реализации:

– обоснования выбора моделей, описывающих эволюцию ПВЗ, в том числе предназначенных для использования на борту НКА;

 оптимизации процедуры прогнозирования в смысле получаемой точности прогноза для различных временных интервалов (от суток до нескольких месяцев);

– разработки алгоритмов обработки измерений псевдодальностей между
НКА и наземными станциями, содержащих значительное число погрешностей;

– снижения сложности вычисления частных производных измерений по оцениваемым ПВЗ, в том числе при реализации алгоритмов на борту НКА, а также минимизации требований к занимаемому объему памяти под перечисленные выше процедуры;

 – обоснования количества и мест размещения задействованных наземных станций и терминалов, а также требуемого количества НКА для участия в соответствующем цикле;

– учета фактов синхронного влияния ошибок эфемерид и ошибок знания
ПВЗ на получаемые измерения при их формировании и обработке.

Все предполагаемые трудности с некоторыми оговорками преодолены в рамках описываемого во второй главе прототипа технологического цикла, реализующего процедуры прогнозирования и уточнения ПВЗ на борту НКА ГЛОНАСС существующего и перспективного орбитальных сегментов. Этот прототип включает:

-методику и алгоритмы прогнозирования ПВЗ с выбором вида аппроксимирующего полинома, длины интервала аппроксимации в зависимости от требуемой длительности прогноза и последующей подстройкой по апостериорным данным авторегрессии; – набор процедур для уточнения ПВЗ на борту НКА на основе использования аналитической связи обрабатываемых измерений псевдодальностей до наземных станций и компонент вектора ПВЗ.

Разработанный прототип реализован в составе программного макета, отработка которого на реальных данных ПВЗ позволила получить:

 статистические характеристики точности прогнозирования ПВЗ на различных временных интервалах и соответствующие им параметры «настройки» используемых алгоритмов;

– статистические характеристики точности оценки ПВЗ на борту НКА при обработке измерений псевдодальностей между НКА и наземными станциями, полученные при различных условиях проведения экспериментов: различном составе и уровне ошибок измерений, размещении, количестве станций и задействованных НКА;

– статистические характеристики эволюции получаемой ЭППД за счет погрешностей определения ПВЗ в режимах прогнозирования и уточнения.

B третьей главе обсуждается проблема интеграции процедур прогнозирования и уточнения эфемерид НКА в инерциальном пространстве и прогнозирования и уточнения ПВЗ в интересах повышения точности транслируемых эфемерид и снижения итоговой (за счет эфемерид) величины SISRE ГЛОНАСС в различных режимах функционирования орбитальной группировки. В результате интеграции упомянутых процедур формируются два независимых параллельно выполняемых технологических цикла. В первом регулярно решаются задачи формирования высокоточных эфемерид в соответствии с методикой, описанной в главе 1. Во втором цикле применяются значения эфемерид, подвергаемые периодической прогнозные (между итерациями обработки измерений до наземных станций и формированием оценок ПВЗ) инициализации результатами первого цикла. Уточняются компоненты расширенного вектора состояния, включающего, помимо ПВЗ, эфемерид орбитальной погрешности знания В системе координат, представленные аппроксимирующей их моделью в виде гармонического

выражения, позволяющего преодолеть фактическую ненаблюдаемость ПВЗ и эфемерид НКА при одновременном оценивании. Эффективность совмещения процедур прогнозирования и уточнения эфемерид НКА в отношении достигаемых характеристик точности продемонстрирована путем обработки измерений в совмещённом на борту процессе функционирования обоих технологических циклов, отработанном с использованием программного макета. Таким образом, показано, что итеративная задача одновременного уточнения эфемерид и ПВЗ имеет решение и обеспечивает высокоточные оценки как эфемерид в инерциальной СК, так и ПВЗ, то есть позволяет таким способом снизить SISRE в условиях долговременного отсутствия соответствующей информации извне ОГ.

В четвертой главе обсуждаются проблемы, осложняющие реализацию описанных выше концепций, методик и алгоритмов. Речь идет о совокупности неконтролируемых факторов, влияющих на обработку различных типов измерений псевдодальностей между НКА, а также между НКА и наземными станциями. В качестве основных факторов, вносящих систематические погрешности в измерения и тем самым препятствующих получению потребной точности оценок, генерируемых с помощью различных численных методов, рассмотрены:

– уходы бортовых шкал времени спутников «Глонасс-М», «Глонасс-К» и «Глонасс-К2»;

– задержки в приемо-передающих (ПП) трактах аппаратуры при передаче сигналов в разных диапазонах;

погрешности определения выносов фазовых центров (ФЦ) антенных систем (AC);

– погрешности распространения сигналов в атмосфере;

 – погрешности совмещения различных систем координат, которые могут применяться в ГНСС и других связанных с ними системах в процессе получения требуемых данных.

Первый фактор обусловлен различием характеристик бортовых часов современных и перспективных НКА ГЛОНАСС и их существенным отставанием «водороде». конкурентных аналогов на Данный факт приводит ОТ К необходимости использования в широком спектре навигационных задач частотно-временных поправок (ЧВП), определяемых в наземных центрах анализа путем непрерывной обработки траекторных измерений спутников ОГ. Таким образом, стремление снизить SISRE порядок» требует «на соответствующего изменения графика определения и частоты закладок ЧВП на борт НКА ГЛОНАСС, при этом данная процедура превращается в многократно повторяемое за сутки мероприятие. Единственной возможностью снизить погрешность за счет уходов часов и, не увеличивая ресурсозатраты, сохранить независимость функционирования ОГ в таком случае является разработка альтернативного сценария синхронизации бортовых шкал времени НКА с наземным стандартом, что не представляется возможным сделать на основе только радиотехнических измерений. В связи со сказанным, в данной главе рассмотрен вариант применения и радиотехнической, и оптической бортовой и наземной аппаратуры, измерения которой обрабатываются в отдельных циклах нестабильностью интересах снижения вызванной бортовой шкалы В эквивалентной ошибки псевдодальности (как основного параметра процедур, описанных в главах 1 и 2) с субметрового до дециметрового уровня. В качестве основных средств решения данной частной задачи рассмотрена межспутниковая лазерная навигационно-связная система в виде бортовых и наземных терминалов. В работе предложена схема планирования и организации сеансов измерений со встраиванием соответствующих процедур в обсуждаемый в главе 3 технологический цикл функционирования НКА ГЛОНАСС.

Как показывает анализ, второй и третий факторы имеют эквивалентный геометрический аналог в формируемой псевдодальности порядка одного метра, в то время как погрешность знания ПВЗ в 1 mas приводит к субметровому уровню ошибки. Таким образом, без дополнительных мероприятий в технологическом цикле оценивания ПВЗ по измерениям псевдодальностей вклад ошибок знания ПВЗ в формируемое измерение неразличим. Аналогичная проблема возникает при оценивании задержек сигнала в атмосфере, так как их величина может достигать десятков метров. Однако, как известно, задержку в ионосфере можно нивелировать почти полностью с помощью двухчастотного приемника ГЛОНАСС, а задержку в тропосфере – с помощью модели и измерений радиометра водяного пара, но, главное, обе задержки можно уточнить с использованием квантово-оптических систем (КОС) либо с МЛНСС в связке с радиотехническими средствами. Для этого потребуются отдельная методика сличения шкал времени оцифровки различных измерений и набор выполняющих ее на регулярной основе процедур. В соответствии со сказанным решаемая в данной главе задача опирается на дополнительные технические средства оснащения станций и НКА, взаимодействующих друг с другом. Поскольку в текущий момент нет общепринятых методик и средств, штатно используемых для определения задержек в ПП-трактах и выносов ФЦ АС с высокой точностью, и не реализованы штатные технологические циклы по применению различных аппаратных средств в этих целях, в данной главе обсуждается выбор необходимых методов и средств, а также разработка методики оценки сопутствующих их применению погрешностей. Предложена рекуррентная схема поэтапного уточнения выносов ФЦ АС и задержек в ПП-трактах на основе обработки измерений фактических значений псевдодальностей до станций и между НКА с привлечением высокоточной апостериорной эфемеридновременной информации (ЭВИ) и частотно-временных поправок и последующим использованием полученных оценок обсуждаемых параметров во всех других функционирования орбитальных технологических циклах группировок ГЛОНАСС, описанных в трех главах. Результаты отработки первых представленной процедуры существует принципиальная показали, ЧТО возможность формирования оценок обсуждаемых параметров задержек и фазовых центров сантиметровом уровне и последующего выносов на использования этих оценок на борту НКА как относительно постоянных величин.

В качестве дополнительного варианта повышения точности определения параметров необходимых В данной главе рассмотрено привлечение дополнительной инфраструктуры, т.е. альтернативных средств и систем применительно к решению этой же задачи. Речь идет о более широком бортовых привлечении наземных И квантово-оптических систем И отечественных радиоинтерферометров со сверхдлинной базой (РСДБ). Суть предлагаемого подхода состоит в разработке и реализации методики разового проведения и обработки измерений псевдодальностей между НКА и наземными станциями КОС и РСДБ в интересах оценки следующих параметров: выносов ФЦ АС, задержки приема и передачи сигналов в бортовых радиотехнических трактах относительно бортовых синхронизирующих устройств (БСУ) и относительно КОС, рассогласования системы координат ГЛОНАСС и других связанных с Землей систем координат. Обработка результатов измерений с применением в методике высокоточных апостериорных ЭВИ и ЧВП показала, что существует принципиальная возможность:

 создания специальных технологических циклов по уточнению параметров преобразования различных вариантов земных систем координат (ПЗ90, ITRF) на сантиметровом уровне;

уточнения систематических составляющих погрешностей оценок
выносов фазовых центров, задержек сигналов и ошибок, обусловленных
уходами бортовых часов, также на сантиметровом уровне.

Реализованные процедуры геометрической интерпретации дальномерных измерений различных типов (ГЛОНАСС, КОС, РСДБ) с их последующей обработкой показали также возможность синхронизации с высокой точностью устройств, функционирующих в системах различной инфраструктурной принадлежности, то есть использующих различающиеся шкалы времени. Данный факт позволяет значительно расширить спектр применения упомянутых систем в интересах совершенствования характеристик ГЛОНАСС. Показано, что с их помощью устранимы систематические ошибки, препятствующие

получению высокоточных оценок перечисленных выше параметров в рамках реализации информационных технологий, описанных в главах 1–3.

Таким образом, в данной главе представлены:

– концепция улучшения точностных характеристик ГЛОНАСС в части последовательного снижения показателя SISRE по каждому НКА на основе привлечения дополнительных измерительных средств, а также устранения ряда погрешностей и совершенствования способов синхронизации отечественной СК ПЗ90 с другими системами;

– методика, алгоритмы и результаты отработки процедур оценки выносов фазовых центров антенн и задержек в ПП трактах на борту НКА на основе использования апостериорной ЭВИ и ЧВП и фактических измерений псевдодальностей до станций и между НКА;

 методика, алгоритмы и результаты отработки процедур синхронизации бортовых шкал времени на основе использования измерений между наземными станциями/терминалами и НКА ОГ ГЛОНАСС.

В заключении приведены результаты итогового анализа, демонстрирующие потенциальную возможность на основе развиваемого в работе подхода и использования предлагаемой информационной технологии повышения точности знания на борту НКА эфемерид, оценок ПВЗ и других параметров, определяющих в конечном счете достижение цели настоящего исследования, то есть показателей точности и автономности на уровне, обеспечивающем ГЛОНАСС лидирующую позицию среди конкурирующих ГНСС.

МЕТОДИЧЕСКИЕ И ГЛАВА 1. ФОРМАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ КОНЦЕПЦИИ РАЗВИВАЕМОИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НЕОБХОДИМС НКА точности ЭФЕМЕРИЛ ОПЕРАТИВНЫХ B РАМКАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ГЛОНАСС

1.1. Постановка технической задачи исследования. Обсуждение проблемы

Анализ показывает [23-25], что существенной с точки зрения вклада в итоговую погрешность решения навигационной задачи потребителя является экспоненциально растущая ошибка эфемерид НКА при их прогнозировании на средних и длительных временных интервалах (от половины суток до нескольких недель). В настоящее время проблема роста ошибок эфемерид решается на основе реализации ряда итеративных процедур, приводящих в итоге к формированию в наземной инфраструктуре нового пакета точных эфемерид каждого НКА, загружаемых далее на борт раз в 12 часов. При этом наземный (НКУ) комплекс управления И контролирующие его организации администрируют все связанные с этими мероприятиями процедуры. Результат этих процедур должен соответствовать предъявляемым к ГЛОНАСС тактикотехническим требованиям.

В прежних версиях интерфейсно-контрольных документов (ИКД) ГЛОНАСС (например, [24]) соответствующие характеристики публиковались с указанием уровня обеспечиваемой точности эфемерид для различных типов НКА в проекциях на оси орбитальной СК НКА в терминах СКО (бинормальная, радиальная и трансверсальная компоненты), тогда как в настоящее время данная информация отошла на второй план и акцент сделан на параметр SISRE [12] уже без разделения на типы НКА (то есть интегрально для всей системы). Таким образом, требования к конкретным характеристикам обеспечиваемой точности эфемерид не сформулированы явно. Тем не менее показатель SISRE непосредственно зависит от точности эфемерид, и, следовательно, актуальной задачей является улучшение характеристик системы и в этом смысле.

Перманентное требование улучшения SISRE и связанного с этим повышения точности эфемерид приводит к необходимости выполнять процедуры НКУ как можно чаще и более эффективно с точки зрения качества

данных (точность оперативной и прогнозной ЭВИ и ее «время жизни»), что в конечном счете приводит к очевидному противоречию с рациональными техническими и ресурсными ограничениями, включая возможности сети наземных и бортовых средств вкупе с другими факторами, такими как дальнейший рост требований к точности эфемерид, необходимость оставаться в региональной (ограниченной) сети наземных средств, дополнение в перспективе орбитальных группировок ГЛОНАСС и т.д. Кроме того, значительный недостаток существующего варианта реализации процедур обслуживания ЭВИ ОГ ГЛОНАСС обусловлен их зависимостью от разнообразной наземной инфраструктуры и необходимостью привлечения ресурсов для разработки, создания, совершенствования и эксплуатации различных наземных средств, что в нынешних реалиях приводит к невозможности функционирования ГЛОНАСС в обособленном от наземного комплекса режиме даже на сравнительно коротких отрезках времени, когда на борт НКА не закладываются разнородные данные, в том числе пакеты с эфемеридно-временной и частотно-временной информацией. Данное обстоятельство особенно ощутимо может сказываться на функционировании невидимых наземными центрами НКА и орбитальном сегменте в целом в особых условиях, а также на экономической эффективности предоставляемых услуг.

Избежать усложнения процедур формирования и обработки выборки траекторных измерений по каждому НКА на основе использования развитой сети беззапросных (БИС) и запросных (ЗИС) измерительных средств и последующей частой загрузки результатов на борт НКА, повысив при этом точность эфемерид, в рамках развиваемой концепции предлагается путем реализации на борту высокоточного вычисления параметров движения НКА. Как показывает анализ [25–28], основной проблемой, препятствующей реализации на борту высокоточного вычисления будущей траектории НКА, является наличие неконтролируемых факторов, связанных с ошибками его системы ориентации и определением ускорения, вызываемого давлением солнечного света, а также накопление ошибок интегрирования из-за погрешностей начальных условий. Кроме того, в силу существенных ограничений на вычислительные ресурсы, оставляет желать лучшего глубина проработки реализуемых на борту НКА ГЛОНАСС моделей движения, которые, в отличие от используемых в расчетах «на Земле» аналогов, являются более усеченными и, как следствие, непригодны для использования в целях прогноза движения НКА.



Рис. 1.1. Схема обновления ЭВИ

Фактическая схема обновления эфемеридно-временной информации НКА среднеорбитального сегмента ГЛОНАСС может быть проиллюстрирована с помощью рис. 1.1. На этом рисунке показано, что отклонение прогнозируемой на борту траектории от той, которая строится в НКУ, и уж тем более от фактической траектории НКА с течением времени неуклонно растет (происходит это весьма быстро, то есть за сутки). Развиваемая в настоящей работе концепция решения сформулированной проблемы повышения точности эфемерид предполагает разработку и реализацию на борту НКА специальных процедур, позволяющих решить проблему на таком уровне, при котором выполнялись бы следующие условия: во-первых, расширялись бы возможности достижения и поддержания значения SISRE, в том числе в оперативном режиме, до конкурентного уровня (менее 0,5 м для всей группировки с вероятностью 0,95 интегрально, менее 0,2 м за счет эфемерид, менее 0,3 м за счет эфемерид и ПВЗ) на основе применения существующих и перспективных бортовых средств и, вовторых, обеспечивалась бы возможность функционирования орбитальных группировок без загрузки информации с наземного комплекса управления в течение длительного (неделя, месяц и более) периода времени и без существенного ухудшения характеристик точности (менее 1,4 м по SISRE за счет эфемерид и ПВЗ).

Представляется очевидным, что в условиях предполагаемого отсутствия или устаревания ЭВИ на борту НКА следует использовать все возможности бортовой аппаратуры с целью формирования таких измерений, которые могли бы оказаться пригодными для вычисления высокоточных эфемерид НКА. В качестве такой аппаратуры на современных и перспективных НКА могут выступать как радиотехнические (бортовая аппаратура для проведения межспутниковых измерений (БА)), так и оптические средства (бортовые (БКОС), оптические средства межспутниковая квантовые лазерная навигационно-связная система (МЛНСС)), в том числе проектируемые устройства нового поколения. На сегодняшний день уже неоднократно отработаны процедуры организации сеансов измерений псевдодальностей между НКА с помощью размещаемых на борту средств, а также межспутниковой радиолинии обмена служебной и измерительной информацией с привлечением того же канала, что используется для проведения измерений. При этом известны обсуждаемых характеристики И возможности средств, однако анализ дальнейшего полноценного применения в интересах эффективности их повышения точности и обеспечения независимости функционирования ОГ ГЛОНАСС до сих пор является актуальным. Кроме того, как было упомянуто во введении, без определения параметров вращения Земли уточнение эфемерид НКА ОГ ГЛОНАСС только за счет межспутниковых измерений даст возможность сформировать эфемериды лишь в инерциальной СК, то есть задача уточнения эфемерид будет решена не полностью, и независимость ОГ ГЛОНАСС в обсуждаемом смысле не обеспечивается.

В настоящей работе для повышения точности эфемерид современных и перспективных НКА в оперативном режиме в инерциальной системе координат

предлагается использовать бортовые средства измерений. Априори очевидно, что решение подобной задачи требует наличия начального (опорного) приближения, включающего прогнозные эфемериды НКА для всей орбитальной группировки (ОГ). Дело в том, что при отсутствии такого приближения говорить о возможности уточнения эфемерид на борту НКА с использованием только бортовых средств не имеет смысла, поскольку даже при наличии взаимных измерений псевдодальностей по всем аппаратам в обсуждаемой задаче некоторые компоненты уточняемого вектора состояния ненаблюдаемы [23, 29, 30]. Таким образом, данная задача не решается при неопределенности некоторых компонент начального вектора состояния системы (включающего все кинематические параметры движения НКА ОГ ГЛОНАСС). При этом очевидно, что чем точнее опорное приближение, которое включает ненаблюдаемые компоненты, тем выше итоговая точность всей совокупности оценок, формируемых на борту каждого НКА в результате обработки измерений с целью минимизации функциональных невязок.

Предлагаемое решение задачи уточнения оперативных и формирования прогнозных эфемерид НКА ОГ ГЛОНАСС включает следующие основные этапы:

– разработку процедур прогнозирования эфемерид на борту НКА без участия наземной инфраструктуры, предназначенной для этих целей (то есть без использования сети БИС и ЗИС, аккумулирующей измерения и передающей их для обработки в НКУ с последующим формированием закладок);

– разработку методики и алгоритмов уточнения эфемерид на борту НКА на основе обработки взаимных измерений псевдодальностей между НКА ОГ, формируемых с использованием межспутниковых измерений (МСИ) с учетом возможности обмена информацией между парами НКА [31–33].

Как показали результаты предварительного анализа применения бортовых средств измерения дальностей в процессе опытной эксплуатации [22, 31], среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки измеренной межспутниковой псевдодальности имеет сантиметровый порядок, что расширяет потенциальные

возможности обсуждаемого подхода. Тем не менее существуют объективные трудности применения аппаратных средств (АС) межспутниковых измерений (МСИ) в актуальных рабочих циклах НКА, обусловленные следующими факторами:

 – значительной неопределенностью составляющей в ошибках измерений (не менее единиц метров);

 незавершенностью отработки технологий применения МСИ в рабочих циклах;

 ограничениями на проведение сеансов измерений, связанными с характеристиками аппаратуры;

– существенным различием технических характеристик АС МСИ на НКА
ОГ разных поколений, в том числе на НКА предполагаемого перспективного
сегмента и будущих поколений НКА среднеорбитальной группировки;

– влиянием плазмосферы;

– релятивистским эффектом;

– неопределенностью погрешностей значений так называемых «выносов»
фазовых центров (ФЦ) антенных систем (АС) НКА ГЛОНАСС относительно
опорных (формулярных) значений;

– задержками обработки сигнала в приемной и передающей аппаратуре;

– уходами часов бортовых шкал времени НКА ГЛОНАСС друг относительно друга.

Большинство перечисленных факторов порождают соответствующую аддитивную ошибку в измерениях псевдодальностей между НКА. При этом стоит добавить, что интеграция радиотехнических и оптических средств в интересах повышения точности в задаче оценки эфемерид, во-первых, требует синхронизации их по времени, во-вторых, существенно усложняет предполагаемую циклограмму взаимодействия бортовой аппаратуры. Тем не менее привлечение оптических измерений крайне важно благодаря низкому уровню ошибок, связанных с прохождением сигнала через среду, и выдающейся скорости передачи данных и помехозащищенности такого канала, в отличие от радиотехнических средств.

С учетом сказанного реализация развиваемой концепции повышения точности эфемерид навигационных аппаратов всей ОГ с использованием АС МСИ требует устранения существующих проблем за счет создания алгоритмов учета влияния неопределенных факторов либо их нивелирования, а также процедур подготовки исходных данных на основе высокоточного прогнозирования движения НКА и проведения экспериментов по формированию и обработке измерений между НКА ОГ в интересах совместного уточнения эфемерид. При этом отдельного внимания заслуживают требования к процедуре прогнозирования эфемерид НКА, поскольку результат данной процедуры в отсутствие информации от НКУ фактически представляет собой исходные данные для всех последующих процедур, связанных с определением на борту эфемерид, если говорить о наличии некоторой итеративности в подобных То функционирования ОΓ. технологических циклах есть, как уже подчеркивалось выше, от точности прогноза и выбранного состава компонент вектора ненаблюдаемых параметров в конечном итоге зависит точность формируемых по результатам обработки межспутниковых измерений оценок эфемерид НКА.

При традиционном решении подобной задачи последовательно осуществлялись бы следующие шаги:

1. Определение требований к точности оценок эфемерид исходя из общих требований к характеристикам ГЛОНАСС, т.е. пересчет уровня SISRE в допустимый уровень ошибок эфемерид в орбитальной системе координат, главным образом ошибки знания направления радиальной составляющей.

2. Реализация методики и алгоритмов уточнения эфемерид на основе обработки измерений, формируемых бортовыми аппаратными средствами.

3. Построение статистических зависимостей точности формируемых оценок эфемерид от точности опорного приближения эфемерид НКА, полученных прогнозом.
4. Определение требований к уровню точности прогноза эфемерид.

5. Реализация методики и алгоритмов прогнозирования в соответствии с предъявленными требованиями.

Проблема, однако, состоит в том, что сформированные на шаге 4 требования к точности прогноза эфемерид, подлежащие реализации в рамках процедуры уточнения на шаге 2, могут оказаться недостижимыми при настоящем уровне технических и программных возможностей. Кроме того, в условиях штатного функционирования орбитальных группировок процедура уточнения эфемерид, использующая консервативный подход и известные аппаратные средства, ожидаемо определит конкретные характеристики точности, на которые невозможно повлиять. В связи со сказанным предлагается решить поставленную задачу формирования технологического цикла для определения эфемерид на борту НКА в иной последовательности, на первом этапе которой при прогнозировании движения НКА на борту для длительных интервалов предлагается исходить из максимально достижимой в настоящее время точности представления орбитального движения НКА, которая могла бы быть реализована бортовой ЭВМ с учетом перспектив совершенствования отечественной вычислительной техники. Поясним эту идею с помощью рис. 1.2, где отражена взаимосвязь между потенциальной ошибкой прогнозирования орбитального движения НКА, уровнем сложности используемых математических моделей (составом учитываемых неконтролируемых факторов) и потенциально достижимой точностью эфемерид НКА, которая может быть получена путем обработки МСИ.



Рис. 1.2. Влияние неконтролируемых и неопределенных факторов на точность прогноза

Основная идея, иллюстрируемая рис. 1.2, состоит в том, что по мере усложнения модели движения НКА точность прогноза выходит на некоторый асимптотический уровень, представляемый «трубкой» погрешностей для данного объекта и набора известных детерминированных моделей. Ширина конкретной «трубки» определяется влиянием неконтролируемых факторов, которые не могут быть учтены в вычислениях вследствие их неопределённости. На рис. 1.2 уровни и взаимосвязи ошибок, а также состав учитываемых неконтролируемых факторов показаны условно, т.к. основная задача рисунка состоит в том, чтобы продемонстрировать идею о характере зависимости точности прогноза от уровня детализации используемых моделей движения НКА и, в свою очередь, точности формируемых оценок от полученного прогноза. Более глубокий анализ совокупности факторов и их влияния на точность построения прогнозной траектории для различных типов орбит можно найти в [28]. Анализ картины, представленной на рис. 1.2, позволяет сформулировать следующие выводы: –детализация моделей, используемых для прогнозирования движения НКА, ограничена пределом, обусловленным наличием неопределенных неконтролируемых факторов, которые невозможно учесть в уравнениях движения на борту. В их пределах обеспечивается анализ влияния «основных» возмущающих факторов без учета факторов второго порядка значимости;

– повысить уровень точности прогнозирования можно путем интеграции детерминированных и эмпирических моделей, использующих доступные апостериорные данные, например, имеющиеся на борту НКА сведения об эфемеридно-временной и другой информации, накопленные за предыдущие периоды эксплуатации либо определенные в процессе уточнения эфемерид в ходе отработки отдельной процедуры нового технологического цикла.

С учетом изложенного выше можно утверждать, что перспективными представляются методики и алгоритмы прогнозирования, использующие всю современную математическую базу, доступную при этом детализация ограничивается уровнем, превышение которого не улучшает результат прогноза. Подобрать удовлетворяющий этому условию состав уравнений движения НКА (различающегося типу) ΟГ ГЛОНАСС с учетом каждого ПО изосинхронности их орбит можно на основе математического моделирования с последующим сравнением полученной траектории с реальной траекторией. В таком случае может быть достигнут условный асимптотический уровень точности прогнозирования, выше которого при имеющемся теоретическом и практическом заделе дальнейшее продвижение уже бессмысленно. Иными словами, в качестве основы для уточнения эфемерид с применением межспутниковых измерений в различных режимах функционирования ОГ предлагается реализовать вариант построения опорной траектории, гарантирующий максимально достижимую точность прогнозирования НКА при использовании доступного математического аппарата, которая впоследствии будет повышена за счет использования доступных эмпирических данных.

Следующий этап предложенной выше последовательности состоит в разработке и реализации методики и алгоритмов обработки межспутниковых

39

измерений, обеспечивающих максимально достижимую точность эфемерид НКА за счет рациональной организации циклограмм, оптимизации взаимодействия используемых устройств с учетом их характеристик, в том числе перспективных средств, а также рационального выбора прочих варьируемых параметров процесса обработки. Именно такой подход положен автором в основу излагаемой далее формализации развиваемой концепции решения задачи прогнозирования и уточнения эфемерид в инерциальной СК на борту НКА с использованием аппаратуры межспутниковых измерений.

1.2. Формализация развиваемой концепции

1.2.1. Формализация задачи прогнозирования движения на борту НКА в детерминированной постановке

Продолжая обсуждение изложенных в предыдущем разделе задач, перейдем к формализации задачи высокоточного прогнозирования движения НКА на борту. Как уже было замечено, основу такой формализации составляет модельный математический аппарат, описывающий детерминированную компоненту прогноза, а также эмпирическое дополнение. В силу объективных причин, прежде всего необходимости соответствия бортовой модели движения НКА составу навигационных кадров ГЛОНАСС и ИКД [24, 25], будем использовать в качестве вектора состояния координаты и компоненты вектора скорости НКА в декартовой системе координат, в качестве основного метода их расчета – интегрирование дифференциальных уравнений модели движения, в качестве модели – общепринятую математическую модель, описывающую динамику центра масс НКА в декартовых координатах в следующем виде:

$$m \cdot \frac{d\overline{\nu}}{dt} = \sum_{i=1}^{N} \overline{F}_i, \qquad (1.1)$$

где \overline{V} – вектор скорости центра масс НКА в инерциальной системе координат GCRS (Geocentric Celestial Reference System, далее – ИСК, инерциальная система координат [26, 34]); *m* – масса НКА; \overline{F}_i – вектор *i*-й силы, действующей на НКА; N – количество таких сил.

Таким образом, расчет эфемерид КА производится путем численного интегрирования системы шести уравнений движения центра масс КА в инерциальной СК:

$$\dot{x}_i = v_{xi}; \dot{y}_i = v_{yi}; \dot{z}_i = v_{zi}; \dot{v}_{xi} = a_{xi}; \dot{v}_{yi} = a_{yi}; \dot{v}_{zi} = a_{zi},$$
 (1.2)

где x_i, y_i, z_i – компоненты радиус-вектора центра масс НКА в проекции на оси ИСК; v_{xi} , v_{vi} , v_{zi} – компоненты вектора скорости центра масс НКА в проекции на оси ИСК; a_{xi}, a_{yi}, a_{zi} – компоненты вектора ускорений, действующих на центр масс НКА (в ИСК). Вопрос выбора численного метода для интегрирования «на земле» тривиален, так как благодаря неограниченным вычислительным ресурсам можно взять самый точный и сложный метод из доступных, но для реализации на борту вопрос выбора по-прежнему является актуальным. Очевидно, ввиду переноса вычислений на борт, ошибки округления и ошибки вычисления первородной функции при прогнозировании траектории НКА вперед на недели не должны превышать значимой величины и будут составлять единицы миллиметров (10⁻² м), накопленные за месяцы вычислений (10⁶⁻⁷ с), либо не более долей процента от погрешности формируемых с помощью алгоритмов обработки измерений оценок компонент вектора состояния НКА. Таким образом, метод позволит задавать точность интегрирования априори с учетом требуемого уровня ошибки и длины отрезка. При этом не должна страдать скорость вычислений и не должны увеличиваться используемые этим процессом ресурсы. В этом может помочь классический высокоточный метод интегрирования с адаптивным шагом.

Правые части уравнений (1.1) и (1.2), содержащие ускорения, рассчитываемые на основе математических моделей возмущенного движения НКА, являются полностью детерминированными. Рассмотрим эти составляющие и обсудим варианты реализации расчета ускорений, вычисляемых на основе математических моделей сил, действующих на центр масс НКА в условиях применения на борту. Очевидно, что в рамках развиваемого подхода состав правых частей приведенных уравнений (1.1), (1.2) не может быть усеченным, как это реализовано на текущий момент на борту НКА ГЛОНАСС или предлагалось когда-то в ИКД для случая размножения эфемерид на 15минутные интервалы внутри кадра [24]. В соответствии с приведенными выше умозаключениями относительно детализации используемых ДЛЯ прогнозирования движения НКА моделей необходимым условием разработки бортовой модели высокоточного прогноза движения НКА в виде (1.1), (1.2) является включение в правые части уравнений всех факторов, без учета которых возможно значимое расхождение между опорной и фактической траекторией, неустранимое (если речь о ненаблюдаемых параметрах) впоследствии при уточнении эфемерид на основе обработки межспутниковых измерений. Таким образом, среди рассматриваемых и моделируемых на борту факторов должны быть: гравитационный потенциал Земли с учетом приливов с порядком, соответствующим выбранной высоте орбиты ОГ НКА ГЛОНАСС, притяжение третьих тел (Луны и Солнца), давление солнечного света, альбедо. Иллюстрацию их влияния на орбиту типового средневысотного НКА можно найти в [27, 28]. Само собой разумеется, что представление моделей прецессии и нутации, а также перевода между GCRS и земной системой координат ITRF (International Terrestrial Reference Frame) либо ПЗ90.11, В которой определен ee гравитационный потенциал, должно быть реализовано в соответствии с полными соотношениями [34, 35]. Однако, так как их строгая формализация требует расчета значительного количества членов различных рядов (представлено тысячами элементов), эволюция исключительно а носит медленнопериодический характер, рекомендуемые соотношения должны быть рассчитаны заранее, в результате чего на борту НКА будет храниться компактная информация, включающая параметры интерполяционных полиномов, по которым можно не прибегая к высоким затратам вычислительных ресурсов восстановить на нужный момент времени заданного интервала параметры прецессии и нутации. С учетом изложенного суммарное ускорение,

действующее на центр масс НКА, представляется суммой составляющих, обусловленных факторами различной физической природы:

$$\bar{a}_{i\Sigma} = \bar{a}_{grav} + \bar{a}_{3b\,sun} + \bar{a}_{3b\,moon} + \bar{a}_{srp} + \bar{a}_{srp\,earth},\tag{1.3}$$

где \bar{a}_{grav} – ускорение, создаваемое гравитационным полем Земли, включая несферичность и эффекты от твердых приливов; $\bar{a}_{3b \ sun}$, $\bar{a}_{3b \ moon}$ – гравитационные ускорения, действующие на НКА вследствие влияния Солнца и Луны; \bar{a}_{srp} – ускорение, действующее от прямого солнечного излучения; $\bar{a}_{srp \ earth}$ – ускорения, действующие от отраженного от Земли солнечного излучения (альбедо).

Перечисленные факторы детально описаны в ряде широко известных источников. Математические модели, наиболее полно описывающие принцип вычисления того или иного ускорения, также хорошо изучены и приведены в литературе. В связи с этим далее приведем лишь основные детали особенностей вычисления суммарного ускорения $\bar{a}_{i\Sigma}$ (1.3),позволяющие получить моделей возмущающих представление о деталях используемых сил, непосредственно в прототипе бортовой программы расчета орбитального движения НКА. В табл. 1.1 приведена сводка по моделям и их преобразованию для реализации на борту НКА.

Таблица 1.1

Модель	Тип модели /	Оптимизация под бортовой
	Вариант реализации	алгоритм
Геопотенциал Земли	В сферических	Используется ограничение на
	функциях,	количество гармоник в
	коэффициенты	соответствии с высотой орбиты
	EGM2008	НКА, для средневысотного
		сегмента это 12 членов
		симметричного поля, для

Модели, используемые для расчета возмущающих ускорений

		высокоорбитальных	
		дополнений – 6	
Приливы в твердом	Включены,	-	
теле	реализация согласно		
	IERS conv.2010		
Океанические	Не учитываются		
приливы			
Притяжение третьих	Модель	Используется усеченная версия	
тел	центрального поля,	небесного каталога, содержащая	
	учитываются Луна и	данные только на полгода	
	Солнце.	вперед. Периодичность их	
	Эфемериды Луны и	обновления вполне может быть	
	Солнца	не чаще одного раза в месяц	
	импортируются из		
	каталога de421		
Солнечное давление	Классическая модель	Представление модели КА как	
[36, 37]	давления солнечного	объекта отражения box-wing +	
	света	ecom	
Альбедо	Классическая модель	Представление модели КА как	
	с разбиением на 30	объекта отражения box-wing	
	поверхностей		
Релятивистские	В расчете траектории не учитываются		
эффекты			

Учет дополнительных факторов с применением представленных в табл. 1.1 моделей требует выделения вычислительных ресурсов на борту. В то же время вычисление гравитационного потенциала как наиболее «затратную» по ресурсам функцию можно оптимизировать, а небесные каталоги, хранимые для вычисления координат Луны и Солнца, целесообразно использовать в ограниченном объеме. Тем не менее подобная реализация алгоритмов прогнозирования существенно загрузит вычислительные ресурсы действующих ЭВМ. Сторонники классических технологических циклов могут предъявить

контраргументы с описанием технических и идеологических препятствий внедрения и использования на борту новых информационных технологий. Однако в защиту необходимости усложнения бортовой модели можно сказать следующее. Технический прогресс конкурентных аппаратных систем очень быстр и при этом успешен, он демонстрирует параллельное развитие во всех сферах современной «интеллектуальной» техники гражданского и военного назначения, начиненной различными информационными технологиями. В этой связи автор не считает перспективным решение делать ставку на сохранение в будущем классической схемы «слабого» В плане интеллектуальнофункциональных возможностей и вычислительных ресурсов «борта» и гораздо более мощной «наземки», так как этот путь рано или поздно заведет в тупик. Более перспективным представляется создание таких аппаратов, которые решают все большее количество задач самостоятельно и оснащение которых идет с опережающим развитием материально-технической базы, в том числе вычислительной, традиционно являющейся слабым местом отечественных систем гражданского и военного назначения в сравнении с лидерами этой отрасли.

Обсудим далее проблемы, возникающие в процессе реализации детерминированных моделей на борту и формализуем задачи по дополнению предлагаемой методики прогнозирования использованием эмпирических данных.

Проблема № 1 – погрешность начальных условий. В самом деле, при расчете траектории на будущие периоды путем интегрирования правых частей уравнений (1.1), (1.2) даже незначительная ошибка в знании начальной скорости будет приводить к экспоненциальной расходимости между опорной и фактической траекториями. При этом поиск лучшей точки начальных условий среди доступных данных – нетривиальная задача и иногда бесперспективная.

Проблема № 2 – наличие существенных неопределенных факторов в модели сил светового давления, связанных в меньшей степени с разбросом в значениях индекса солнечной активности и в большей – с неизвестными точно

45

углами ориентации НКА относительно орбитальной СК вследствие ошибок отработки углового движения и сложной конфигурации «тела» аппарата. В последнем случае речь идет о наличии значительного числа ориентированных к Солнцу под разными углами плоскостей – поверхностей НКА, обладающих различными характеристиками отражения и поглощения света. На данный момент отсутствует полная твердотельная 3D-модель НКА, которую можно было бы использовать для высокоточного расчета сил светового давления даже при известной его ориентации как для перспективных, так и для современных аппаратов ГЛОНАСС.

В данной работе предлагается решать обе проблемы одновременно путем модернизации используемой модели учета сил давления солнечного света (в том числе альбедо Земли) и обработки апостериорной траектории, проводимой также на борту НКА. Рассмотрим эти процедуры более подробно.

Повышение точности прогноза. В связи с описанным выше дефицитом информации относительно формы, ориентации и параметров отражения и поглощения света отдельными элементами конструкции эксплуатируемых и перспективных НКА ГЛОНАСС различных типов и поколений, целесообразно воспользоваться приведенной ниже полуэмпирической моделью, в которой ускорение от давления солнечного света представлено суммой компонент, генерируемых априорной моделью box-wing и эмпирической моделью ЕСОМ. Здесь необходимо отметить, что результаты развиваемого далее подхода могут быть улучшены, если на борту будут использоваться реальные данные о модели НКА как объекте отражения.

Модель box-wing подразумевает разбиение отражающей поверхности НКА на отдельные элементы, такие как солнечные панели и фрагменты корпуса. Суммарное солнечное давление вычисляется как сумма давления от всех освещенных элементов поверхности:

$$a_{srp\ bw} = a_{sp} + a_{-x} + a_{+x} + a_{-z} + a_{+z}$$
, (1.4)

где a_{sp} – ускорение, действующее на солнечные панели; a_{-x} , a_{+x} , a_{-z} , a_{+z} – ускорения, действующие по осям ±x, ±z связанной системы координат НКА.

Так как ускорение по оси ±z мало, то оно не учитывается в бортовом варианте априорной модели. Ускорение, действующее на солнечные батареи, описывается выражением

$$a_{sp} = -\frac{AS_0}{Mc}\cos\theta((\alpha + \delta)e_D + 2\left(\frac{\delta}{3} + \rho\cos\theta\right)e_N). \quad (1.5)$$

Ускорение, действующее на корпус НКА, покрытый многослойным поглощающим покрытием, для которого поглощенная энергия мгновенно переизлучается в пространство, в соответствии с законом Ламберта определяется выражением

$$a_p = -\frac{AS_0}{Mc}\cos\theta((\alpha + \delta)(e_D + \frac{2}{3}e_N) + 2\rho\cos\theta e_N). \quad (1.6)$$

Для цилиндрического КА выражение для ускорения принимает следующий вид:

$$a_p = -\frac{AS_0}{Mc}\cos\theta((\alpha+\delta)\left(e_D + \frac{\pi}{6}e_N\right) + \frac{4}{3}\rho\cos\theta e_N). \quad (1.7)$$

В случае рассмотрения НКА типа «Глонасс-М», корпус которого имеет элементы формы цилиндра и плоской формы, вводится коэффициент формы s:

$$a_p = -\frac{AS_0}{Mc}\cos\theta((\alpha + \delta)\left(e_D + (\frac{\pi}{6}s + \frac{2}{3}(1 - s)\right)e_N) + (\frac{4}{3}s + 2(1 - s))\rho\cos\theta e_N).$$
(1.8)

Для НКА ГЛОНАСС параметры моделей приведены в [36, 37]. Так как истинная ориентация НКА и его солнечных панелей относительно Солнца неизвестна, то вводится допущение, что панели СБ всегда перпендикулярны солнечному излучению, а ось *Ox* связанной системы координат КА направлена на центр Земли. Вышеописанная модель не является вполне адекватной реальной физической картине, так как, во-первых, недостаточно точно описывает поверхность НКА и, во-вторых, оптические параметры описания поверхности НКА изменяются с течением времени. Кроме того, есть ошибки в ориентации НКА. По этой причине в рассмотрение введена также уточняющая эмпирическая модель, основанная на оценке собственных параметров модели по имеющимся результатам наблюдений эфемерид НКА. Заметим, что построить такую модель НКА ОΓ, можно на основе данных 0 движении пользуясь ЛИШЬ вспомогательными средствами, в том числе наземными. На текущий момент в подобных задачах активно применяется модель ЕСОМ. Она имеет два варианта: ecom-1 и ecom-2. Оба варианта основаны на аппроксимации сил солнечного давления, действующих на КА, рядом Фурье и постоянными составляющими. Второй вариант отличается тем, что включает большее число гармоник в модель.

В рамках эмпирической модели ускорение от светового давления определяется следующим выражением:

$$a_{srp} = e_D D_0 + e_Y Y_0 + e_B (B_0 + B_C * \cos(u) + B_S * \sin(u)), \quad (1.9)$$

где e_D , e_Y , e_B – соответственно направляющий орт, перпендикулярный панели СБ, параллельный СБ орт и орт, дополняющий СК до правой тройки векторов; и – угол между Солнцем и радиус-вектором КА, отсчитанный в плоскости орбиты (рис. 1.3).



Рис. 1.3. Оси системы координат DYB

Направляющие орты СК DYB в ИСК описываются выражениями:

$$e_D = e_s, \tag{1.10}$$

$$e_Y = |-e_{sat}| \times e_D, \tag{1.11}$$

$$e_B = e_Y \times e_D, \tag{1.12}$$

где *e_s* – направляющий орт на Солнце в ИСК; *e_{sat}* – направляющий орт на КА в ИСК. Угол и вычисляется с помощью следующих соотношений:

$$n_1 = |r_{\mathrm{KA}\,\mathrm{MFCK}}| \times |v_{\mathrm{KA}\,\mathrm{MFCK}}|, \qquad (1.13)$$

$$n_2 = n_1 \times |r_{\mathrm{KA}\,\mathrm{HFCK}}|,\tag{1.14}$$

$$n_3 = n_2 \times n_1,$$
 (1.15)

$$u = \arccos(n_3 * |r_{\text{KA MFCK}}|). \tag{1.16}$$

Коэффициенты эмпирической модели ускорения от сил светового давления $D_0 Y_0 B_0 B_c B_s$ определяются по результатам обработки имеющихся на борту апостериорных или уточненных эфемерид КА на основе описанного ниже, в разделе 1.2.2, алгоритма оценивания. При этом задействуется определенная длина интервала накопленных высокоточных данных об эфемеридах НКА. Недостатком представленной эмпирической модели является тот факт, что она не учитывает угол наклонения Солнца над плоскостью орбиты β_0 и, следовательно, при существенном изменении данного угла ухудшается точность прогноза, в связи с чем в таких случаях приходится пересчитывать коэффициенты модели. Повысить точность априорной модели солнечного давления при малых углах склонения Солнца над плоскостью орбиты можно путем учета в модели движения НКА фактов выполнения упреждающих разворотов. Однако такой учет требует встраивания в обсуждаемые алгоритмы процедур учета циклограммы управления угловым движением НКА.

При реализации описанной схемы повышения точности прогноза решаются одновременно две задачи, связанные с устранением погрешностей прогнозирования. Во-первых, благодаря обработке участка орбиты и сравнении фактической и опорной траекторий решается проблема роста ошибок интегрирования из-за постоянного суммирования имеющихся в точке начальных условий систематических ошибок скорости НКА (а такие ошибки присутствуют в любой точке начальных условий, которая может быть выбрана пусть даже из высокоточных апостериорных эфемерид НКА). Одновременно с этим вычисляются коэффициенты эмпирической модели учета сил светового давления, в результате чего значения неизвестных неопределенных параметров модели солнечного давления адаптируются к фактической траектории, дополнительно приближая к ней опорную траекторию, имеющуюся на борту. Без этих процедур невязка между траекториями будет нарастать до неприемлемых значений уже в течение суток (рис. 1.4).



Рис. 1.4. Иллюстрация предлагаемой схемы повышения точности прогноза эфемерид

Таким образом, для реализации обсуждаемой процедуры требуется наличие апостериорных данных, которые должны быть доступны до начала независимого функционирования ОГ (как вариант, момент последней загрузки

данных с НКУ). Сближение траекторий основано на вычислении невязок между траекторией, формируемой интегрированием от произвольной точки НУ в обратном времени, и известной апостериорной траекторией с последующей обработкой невязок методом наименьших квадратов. В результате формируются уточненные начальные условия и значения эмпирических параметров модели светового давления, что в конечном итоге позволяет продолжить построение опорной траектории на будущие интервалы времени с ошибкой на порядок меньше, чем без использования упомянутых процедур. Однако ошибка вычисления траектории в описываемом сценарии полностью не уходит, и остается неустранимой та её часть, которая связана непосредственно с изменением на исследуемом интервале времени параметров применяемой модели, разворотом НКА и т.д.

В технологическом цикле самостоятельного функционирования ОГ высокоточные апостериорные эфемериды со временем станут устаревшими, и прогнозировать движение НКА на недели и месяцы вперед становится сложнее. В связи с этим вместо пакета загрузки с НКУ для совершения очередной итерации прогнозирования предлагается использовать эфемериды, полученные путем уточнения траектории на основе обработки межспутниковых измерений. Соответствующая процедура обсуждается далее, в разделе 1.2.3.

Модель земного отраженного излучения (альбедо) описана в известных источниках не так подробно, как представленные выше модели гравитационного ускорения и солнечного давления. В этой связи кратко остановимся на реализации модели альбедо Земли. В настоящей работе ускорение, сообщаемое отраженным излучением Земли, рассчитывается на основании модели, описанной в [38]. Суть данной модели заключается в разбиении области земного диска, видимой со стороны КА, на несколько областей и последующем расчете ускорения сил солнечного давления для каждой из областей. Суммарное солнечное давление будет равно сумме ускорений от каждого элемента земной поверхности:

51

$$\bar{a}_{alb} = \sum_{j=1}^{N} d\bar{a}_j, \qquad (1.17)$$

где *N* – общее число учитываемых элементов земной поверхности.

Ускорение от альбедо элемента поверхности диска Земли вычисляется как

$$d\bar{a}_j = f_{box-wing}(E_{alb}), \qquad (1.18)$$

где *f_{box-wing}* – функция ускорения от сил солнечного давления модели box-wing в зависимости от удельной мощности излучения.

Удельная мощность Земного излучения вычисляется как.

$$E_{alb} = \frac{E_0 cos \alpha dA}{\pi r^2} (\tau a E_s cos \theta_s + e M_B), \qquad (1.19)$$

где E_0 – удельное солнечное излучение; M_B – удельное излучение Земли в предположении, что она является абсолютно черным телом; τ – коэффициент учета освещенности элемента солнечными лучами, = 0, если центр элемента в тени, 1 – если центр элемента освещен; e – коэффициент излучения земной поверхности; dA – площадь элемента земной поверхности; θ_s – зенитный угол Солнца; α – угол обзора; a – коэффициент альбедо; r – расстояние от земного элемента dA до отражающего элемента.

Коэффициенты земного излучения *е* и альбедо *а* представлены в разложении в сферических гармониках второй степени:

$$a = 0,34 + [0,1\cos(\omega(JD - t_0))]\cos(\varphi) + 0,29\sin(\varphi); \quad (1.20)$$

$$e = 0.68 + [-0.07\cos(\omega(JD - t_0))]\cos(\varphi) - 0.18\sin(\varphi), \quad (1.21)$$

где $\omega = 2\pi/365,25; t_0 = 2444960,5$ — начальная юлианская дата; *JD* — текущая юлианская дата; φ — геоцентрическая широта в центре элемента поверхности Земли. При прогнозировании эфемерид число отражающих сегментов поверхности Земли принято равным 19.

1.2.2. Формализация задачи улучшения точности прогноза на основе эмпирических данных

Для прогнозирования движения НКА в момент старта независимого режима необходимо задать на борту начальные параметры его движения: радиус-вектор и скорость в ИСК, а также численные значения параметров эмпирической модели солнечного давления, которые по умолчанию являются неизвестными. При наличии апостериорных или уточненных эфемерид появляется возможность определить (уточнить/оценить) начальные скорости и параметры эмпирической модели ускорения сил солнечного давления на основе их обработки с применением метода наименьших квадратов. Данная процедура является итеративной. На каждом шаге операции вычисляется поправка к вектору оцениваемых параметров **dX**, после чего заново вычисляются опорная траектория, вектор ее невязок с имеющейся на борту траекторией **dY**, матрица частных производных **H**:

$$\mathbf{dX} = (\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{dY}.$$
 (1.22)

Вектор оцениваемых параметров **X** включает компоненты вектора начальной скорости КА в ИСК и параметры модели солнечного давления ЕСОМ:

$$\mathbf{X} = \left(v_{x0} \, v_{y0} \, v_{z0} \, D_0 \, Y_0 \, B_0 \, B_c \, B_s \right)^T.$$
(1.23)

Вектор измерений **Y** представлен невязкой апостериорных эфемерид, переведенных в GCRS из связанной с Землей СК, либо уточненными эфемеридами и опорной траектории, полученной прогнозированием движения КА по сформированным начальным условиям:

$$\mathbf{Y} = [dY_i]^{\mathrm{T}}, i = 1 \dots 3, \tag{1.24}$$

$$dY_{i} = \begin{bmatrix} x_{\rm ист} - x_{\rm опорн} \\ y_{\rm ист} - y_{\rm опорн} \\ z_{\rm ист} - z_{\rm опорн} \end{bmatrix}.$$
 (1.25)

В качестве начальных условий для параметров эмпирической модели $D_0 = Y_0 = B_0 = B_c = B_s = 0.$ рекомендуется выбрать нулевые значения: Начальные скорости для первой итерации получаются аппроксимацией данных апостериорных эфемерид полиномом Лагранжа (его производной) либо если будут доступны пакеты иного формата, такие как эфемериды СВОЭВП скорости можно (СВОЭВИ), то компоненты взять уже готовыми ИЗ соответствующих файлов [39, 40]. Так как представленная выше задача формирования поправок к начальным условиям движения является нелинейной, то для сходимости алгоритма до требуемой точности выполняется несколько итераций. После их проведения и окончания описанной процедуры конечная точка из выборки используется для вычисления в дальнейшем эфемерид НКА как точка скорректированных начальных условий движения. На рис. 1.5 представлена условная блок-схема описанного выше алгоритма оценки поправок к начальным условия прогнозирования движения НКА.



Рис. 1.5. Блок-схема алгоритма улучшения точности прогнозирования эфемерид НКА ГЛОНАСС

Частные производные, применяемые в данном алгоритме в составе метода наименьших квадратов, описываются следующими выражениями:

$$H = (H_1 \ H_2 \ \dots \ H_i \ \dots \ H_{N-1} \ H_N)^T,$$
 (1.26)

$$H_{i} = \begin{pmatrix} \frac{\delta X}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta X}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta X}{\delta v_{z0}} & \frac{\delta X}{\delta D_{0}} & \frac{\delta X}{\delta Y_{0}} & \frac{\delta X}{\delta B_{0}} & \frac{\delta X}{\delta B_{c}} & \frac{\delta X}{\delta B_{s}} \\ \frac{\delta Y}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta Y}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta Y}{\delta v_{z0}} & \frac{\delta Y}{\delta D_{0}} & \frac{\delta Y}{\delta Y_{0}} & \frac{\delta Y}{\delta B_{0}} & \frac{\delta Y}{\delta B_{c}} & \frac{\delta Y}{\delta B_{s}} \\ \frac{\delta Z}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta Z}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta Z}{\delta v_{z0}} & \frac{\delta Z}{\delta D_{0}} & \frac{\delta Z}{\delta Y_{0}} & \frac{\delta Z}{\delta B_{0}} & \frac{\delta Z}{\delta B_{c}} & \frac{\delta Z}{\delta B_{s}} \end{pmatrix}.$$
(1.27)

Так как затруднительно вычислять данные производные аналитически, а их численный метод не дает сходимости алгоритма, то используется полуаналитический метод их вычисления, то есть частные производные координат по начальным скоростям и по параметрам эмпирической модели солнечного давления вычисляются путем численного интегрирования Φ дифференциальных уравнений переходной матрицы И матрицы чувствительности S соответственно [35]:

$$\Phi = \begin{pmatrix} \frac{\delta X}{\delta X_0} & \frac{\delta X}{\delta Y_0} & \frac{\delta X}{\delta Z_0} & \frac{\delta X}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta X}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta X}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta Y}{\delta X_0} & \frac{\delta Y}{\delta Y_0} & \frac{\delta Y}{\delta Z_0} & \frac{\delta Y}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta Y}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta Y}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta Z}{\delta X_0} & \frac{\delta Z}{\delta Y_0} & \frac{\delta Z}{\delta Z_0} & \frac{\delta Z}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta Z}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta Z}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta v_x}{\delta X_0} & \frac{\delta v_x}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_x}{\delta Z_0} & \frac{\delta v_x}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta v_x}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta v_x}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta v_y}{\delta X_0} & \frac{\delta v_y}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_y}{\delta Z_0} & \frac{\delta v_y}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta v_y}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta v_z}{\delta X_0} & \frac{\delta v_z}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_z}{\delta Z_0} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{z0}} \\ \frac{\delta v_z}{\delta X_0} & \frac{\delta v_z}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_z}{\delta Z_0} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{x0}} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{y0}} & \frac{\delta v_z}{\delta v_{z0}} \end{pmatrix},$$
(1.28)

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} \frac{\delta X}{\delta D_0} & \frac{\delta X}{\delta Y_0} & \frac{\delta X}{\delta B_0} & \frac{\delta X}{\delta B_c} & \frac{\delta X}{\delta B_s} \\ \frac{\delta Y}{\delta D_0} & \frac{\delta Y}{\delta Y_0} & \frac{\delta Y}{\delta B_0} & \frac{\delta Y}{\delta B_c} & \frac{\delta Y}{\delta B_s} \\ \frac{\delta Z}{\delta D_0} & \frac{\delta Z}{\delta Y_0} & \frac{\delta Z}{\delta B_0} & \frac{\delta Z}{\delta B_c} & \frac{\delta Z}{\delta B_s} \\ \frac{\delta v_x}{\delta D_0} & \frac{\delta v_x}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_x}{\delta B_0} & \frac{\delta v_x}{\delta B_c} & \frac{\delta v_x}{\delta B_s} \\ \frac{\delta v_y}{\delta D_0} & \frac{\delta v_y}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_y}{\delta B_0} & \frac{\delta v_y}{\delta B_c} & \frac{\delta v_y}{\delta B_s} \\ \frac{\delta v_z}{\delta D_0} & \frac{\delta v_z}{\delta Y_0} & \frac{\delta v_z}{\delta B_0} & \frac{\delta v_z}{\delta B_c} & \frac{\delta v_z}{\delta B_s} \end{pmatrix},$$
(1.29)

$$\frac{d\Phi(t,t_0)}{dt} = \begin{pmatrix} 0_{3\times3} & 1_{3\times3} \\ \frac{\partial a(r,v,t)}{\partial r(t)} & \frac{\partial a(r,v,t)}{\partial v(t)} \end{pmatrix}_{6\times6} \cdot \Phi(t,t_0), \Phi_0 = 1_{6\times6}, \quad (1.30)$$

$$\frac{dS(t)}{dt} = \begin{pmatrix} 0_{3\times3} & 1_{3\times3} \\ \frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial r(t)} & \frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial v(t)} \end{pmatrix}_{6\times6} \cdot S(t) + \begin{pmatrix} 0_{3\times np} \\ \frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial p} \end{pmatrix}_{6\times np}, S_0 = 0_{6\times np}, (1.31)$$

где $\frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial r(t)}$, $\frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial v(t)}$, $\frac{\partial a(r,v,t,p)}{\partial p}$ – частные производные ускорения, действующего на центр масс, по радиальной компоненте радиус-вектора НКА, скорости НКА и параметрам эмпирической модели ускорений соответственно.

С точки зрения эффективности работы алгоритма оценки начальных условий наиболее важной является точность модели, используемой для построения опорной траектории. Модель движения для вычисления частных производных не столь чувствительна к различным возмущениям, и здесь можно прибегнуть к упрощениям, так что в прототипе бортового алгоритма частные производные ускорения по радиус-вектору могут быть вычислены на основе модели центрального поля тяготения. Однако на больших интервалах наблюдения (более 1,5 суток) простые модели дают плохую сходимость. Более точные моделис учетом различных факторов (нецентральности ГПЗ, притяжения третьих тел и т.д.) для вычисления частных обеспечивают, как и следовало ожидать, лучшую сходимость алгоритма. Вид подобных частных производных можно найти в [35]. Тем не менее при частой коррекции начальных условий (внутри суток) по результатам обработки межспутниковых измерений описанное усложнение соотношений не оправданно.

Таким образом, выполнение корректировки начальных условий требует наличия, во-первых, опорной траектории (о ее формировании было рассказано ранее), во-вторых, апостериорной траектории. Так как апостериорные эфемериды, например в формате sp3 (или эфемериды с момента прошлой закладки), представлены в связанной с Землей системе координат ПЗ90.11 (можно считать аналогом ITRF с учетом преобразований Гельмерта [41]), то для их использования в описываемых процедурах необходимо осуществить перевод в ИСК GCRS. Данная методика подробна описана в [26]. Опишем кратко ее основные детали.

В качестве инерциальной СК, в которой производится интегрирование, принята псевдоинерциальная СК GCRS. Матрица перехода из земной СК ПЗ90 (ITRF) в GCRS описывается следующим выражением:

$$r_{GCRS} = A_{ITRF2GCRS} * r_{ITRF}, \qquad (1.32)$$

$$A_{ITRF2GCRS} = PN * R * W, \qquad (1.33)$$

где W – матрица движения полюсов на время *t* для перехода от земной CK ITRF к промежуточной земной CK TIRS:

$$W = R_{Z}(-s')R_{Y}(x_{p})R_{X}(y_{p}), \qquad (1.34)$$

x_p, *y_p* – угловые координаты полюса на поверхности Земли; s' – среднее значение колебаний цикла Чендлера:

$$s' \cong -0,000047T_{TT};$$
 (1.35)

R – матрица перехода от промежуточной земной СК TIRS к промежуточной звездной СК TIRS:

$$R = R_Z(-\theta_{ERA}). \tag{1.36}$$

Здесь θ_{ERA} – угол вращения Земли, представляемый как угол между CIO и the Terrestrial Intermediate Origin и вычисляемый на основе следующего выражения:

$$\Theta_{ERA} = 280,46061837504 + 360,985612288808 (JD_{UT1} - 2451545,0) - -2\pi (0,7790572732640 + 1,00273781191135448 (JD_{UT1} - 2451545,0)).$$
(1.37)

PN – матрица перехода от звездной промежуточной CK CIRS к псевдоинерциальной GCRF:

$$PN = \begin{bmatrix} 1 - aX^2 & -aXY & X \\ -aXY & 1 - aY^2 & Y \\ -X & -Y & 1 - a(X^2 + Y^2) \end{bmatrix} * R_Z(s), \quad (1.38)$$

где *X*, *Y* – координаты звездного промежуточного полюса в ICRS.

В приведенных выражениях присутствуют координаты мгновенного полюса, а также неравномерность суточного вращения (внутри ERA), которые известны на прошлые моменты времени, так как закладываются на борт.

В алгоритме прогнозирования эфемерид предусмотрено использование нескольких временных шкал:

- 1. UTC всемирное координированное время, к которому привязана шкала времени ГЛОНАСС.
- UT1 время, связанное с суточным вращением Земли, необходимо для перехода между земной и инерциальной СК, к нему привязана эволюция параметров вращения Земли.
- Terrestial Time время для расчета различных эффектов в изменении ориентации Земли, в том числе матриц прецессии, нутации и среднего суточного вращения.
- GPS time в этой шкале времени представлены апостериорные эфемериды ГЛОНАСС при условии их использования из пакета, собранного по типу пакетов СВОЭВИ.

Переходы между шкалами времени являются общепринятыми [26,28] и потому здесь рассматриваться не будут.

1.2.3. Формализация процедуры уточнения эфемерид на борту НКА

эфемерид ГЛОНАСС Впервые подход К уточнению на основе использования межспутниковых измерений был формализован в [23]. В этой работе были предложены методика и алгоритмы обработки измерений псевдодальностей, формируемых с применением БА в интересах повышения точности эфемерид без их загрузки с Земли. В настоящей диссертационной работе развивается схожий подход, но с некоторыми изменениями в технологии планирования сеансов измерений и обмена информацией, в сборе и обработке данных, а также обсуждается более широкий спектр применяемых технических средств и наличие таких перспективных дополнений ГЛОНАСС, как ВКК.

В данной работе для уточнения эфемерид НКА ГЛОНАСС используется принцип, основанный на связи роста ошибок эфемерид с увеличением невязок фактических измерений псевдодальностей (в данном подразделе под псевдодальностью подразумевается математический параметр, формализующий расстояние между центрами масс НКА в заданный момент *времени* t_i) между НКА и их расчетных аналогов, полученных на борту после прогнозирования движения центра масс каждого НКА с учетом изложенного в разделе 1.2.1, 1.2.2 подхода к их формированию. На основе связи этих параметров (их геометрических интерпретаций) с помощью описанного далее алгоритма предлагается формировать на борту поправки к начальным условиям движения любого НКА путем обработки методом наименьших квадратов выборки массивов межспутниковых псевдодальностей, сформированных (вычисленных) на произвольном временном интервале накопления (например, за период одного витка). Оцениваемыми параметрами являются начальные условия – параметры движения НКА на начало выборки измерений. В качестве параметров движения могут использоваться либо декартовы координаты и компоненты вектора скорости, либо оскулирующие элементы (см. раздел 1.2.2). Некоторые алгоритмы, уточняющие фазовый вектор в декартовых координатах в орбитальной СК, были предложены в [29, 30]. В данной работе предложены частные производные поправок к начальным условиям по псевдодальности, а

также исследована наблюдаемость оцениваемых параметров. Приведенные в [29, 30] выражения частных производных позволяют уточнять эфемериды только для орбит, близких к круговым (e = 0). Таким образом, данный алгоритм не подходит для высокоорбитальной группировки НКА ВКК, имеющих отличную от круговой орбиту.

Для НКА ВКК в связи с невырожденностью их орбиты вследствие ненулевого эксцентриситета возможно использование традиционных оскулирующих элементов в векторе уточняемых параметров: большой полуоси, эксцентриситета, средней аномалии, долготы восходящего узла, наклонения и аргумента перигея. Для объединенного созвездия, содержащего как НКА СВС, так и ВКК, необходимо использование комбинированного вектора состояния, который будет содержать компоненты добавок в ОСК и в оскулирующих Таким образом, общий вид фазового вектора уточняемых элементах. параметров:

$$\mathbf{X}_{\text{constel}} = \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{s1} & \mathbf{X}_{s2} & \dots & \mathbf{X}_{si} & \dots & \mathbf{X}_{sN} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}, \tag{1.39}$$

где N – количество НКА в созвездии; $X_{constel}$ – объединенный фазовый вектор для всего созвездия; X_s – вектор уточняемых параметров НКА; X_{si} – выбранный некоторым образом вектор уточняемых параметров НКА, для которого оценивается меньше шести элементов движения, что связано с их ненаблюдаемостью при групповом оценивании вектора (1.39) (линейно зависимы от других элементов фазового вектора).

С учетом изложенного $\mathbf{X}_{\mathbf{s}}$ имеет следующий вид:

 $\mathbf{X}_{s} = [\Delta S \quad \Delta T \quad \Delta W \quad \Delta VS \quad \Delta VT \quad \Delta VW]^{T}$ – поправки к координатам и компонентам скорости в ОСК для НКА СВС (околокруговая орбита);

 $\mathbf{X}_{s} = [\Delta a \ \Delta e \ \Delta i \ \Delta \Omega \ \Delta \omega \ \Delta M]^{T}$ — поправки к оскулирующим элементам в классических орбитальных элементах для НКА ВКК (эллиптическая орбита).

Полное число межспутниковых измерений для «замыкания» созвездия *N* НКА, взаимными дальностями (табл. 1.2), без учета их взаимной видимости, равно числу ребер полного графа и определяется следующим соотношением:

$$n_{\mu_{3M}} = \frac{N(N-1)}{2}.$$
 (1.40)

Таблица 1.2

Количество измерений для «замыкания» всех НКА из ОГвзаимными дальностями

Тип группировки	CBC	ВКК	СВС+ВКК
Количество НКА	24	6	30
Максимальное количество измерений за 1 сеанс (без учета видимости)	276	15	435

В табл. 1.2 представлено теоретическое количество взаимных измерений, являющееся недостижимым в силу, во-первых, затенения Землей, во-вторых, технических ограничений аппаратных средств и взаимного расположения НКА различных ОГ. При этом количество измерений является если не определяющим, то безусловно первостепенным фактором обеспечения нужной точности и сходимости алгоритма оценивания. Более подробно об ограничениях и возможностях непосредственного проведения измерений будет рассказано в следующих подразделах.

Формирование поправок к НУ движения НКА на основе обработки МСИ проводится регулярно, с некоторым периодом *T*, величина которого служит настраиваемым параметром, характеризующим точность результатов, и зависит от возможностей каналов обмена данными не только внутри ОГ ГЛОНАСС, но

и между различными группировками. Конечная оценка компонент каждого вектора НКА формируется по результатам обработки невязки опорных и измеренных межспутниковых псевдодальностей (их приведенных математических аналогов). Опорные псевдодальности формируются на основе эфемерид. Опорные эфемериды получаются опорных численным интегрированием исходных начальных условий движения НКА или уточненных бортовых эфемерид, являющихся результатом прошлой итерации алгоритма уточнения (см. разделы 1.2.1, 1.2.2).

Поправки к начальным условиям вычисляются на основе метода наименьших квадратов, применяемого для каждой подобной итерации обработки массива собранных невязок. В основе алгоритма формирования поправок лежат соотношения, аналогичные (1.22):

$$\Delta \mathbf{X} = (\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\Delta \mathbf{Y}, \qquad (1.41)$$

где $\Delta \mathbf{Y} = [\Delta \rho_{t0}^1 \ \Delta \rho_{t0}^2 \ \dots \ \Delta \rho_{t0}^{n \, \text{изм} \, t0} \ \dots \ \Delta \rho_{tN+1}^{1 \, \text{изм} \, tN} \ \Delta \rho_{tN+1}^{2 \, \text{изм} \, tN} \ \dots \ \Delta \rho_{tN+1}^{n \, \text{изм} \, tN}]^T;$ $\mathbf{H} = [H_{t0} \ H_{t1} \ \dots \ H_{ti} \ \dots \ H_{tN+1}]^T; \ \Delta \rho_{ti}^1$ – невязка измеренной и расчетной псевдодальностей, полученных после соответствующей редукций [27] измерения псевдодальности в шкале времени принимающего НКА на момент времени t_i , для тех пар НКА, между которыми производятся взаимные измерения и обмен информацией; H_{ti} – матрица частных производных дальности между спутниками по компонентам вектора оцениваемых добавок к начальным условиям движения размерностью $1 \times (6n - k)$, где n – количество НКА, а k – количество ненаблюдаемых параметров.

По окончании итерации обработки массивов невязок измеренных и опорных псевдодальностей между НКА производится коррекция оценок в целях компенсации в них орбитального вращения, эффект которого возникает вследствие проводимой обработки. Данный эффектнеизбежен, так как взаимное уточнение пар НКА относительно друг друга ни внутри орбиты, ни между орбитами не дает возможности привязки полученного результата к Земле, что в результате сходимости решения приводит к смещению орбитальных плоскостей относительно их истинного значения. Данное смещение парируется путем обратного вращения плоскостей в точке начальных условий (НУ). Это несложная процедура, так как за отведенный отрезок времени накопления и обработки измерений в рамках одной итерации алгоритма заметного вращения плоскостей эклиптики ОГ по факту не происходит. Блок-схема алгоритма обработки невязок приведена на рис. 1.6.



R_{UCK}, V_{UCK}

Рис. 1.6. Блок-схема алгоритма обработки невязок измерений псевдодальностей и их расчетных аналогов

Последовательность шагов представленного на схеме алгоритма:

- По имеющимся начальным условиям на момент времени t₀ численным интегрированием формируются опорные эфемериды для каждого НКА созвездия до момента времени t₀ + h_{алг}.
- На промежутке времени [t₀; t₀ + h_{алг}] накапливаются МСИ, а также по данным опорных эфемерид формируются опорные межспутниковые псевдодальности.
- 3. По данным опорных и накопленных измерений формируется вектор невязок измерений Δ**Y**.
- 4. Формируется матрица частных производных Н.
- 5. Вычисляются добавки к текущему вектору начальных условий.
- Производится коррекция ошибки вращения созвездия для данных начальных условий.

- Производится численное интегрирование полученного уточненного вектора начальных условий до момента времени [t₀; t₀ + 2h_{алг}].
- 8. Осуществляется замена НКА, для которого используются априорные значения вектора кинематических параметров.
- 9. Итерация алгоритма повторятся с п. 1, причем $t_0 = t_0 + h_{aлг}$.

Обсудим далее детали представленного алгоритма и особенности их реализации в макете бортового программного обеспечения. Так как расчеты псевдодальностей производятся на борту отдельно взятых НКА всей группировки, то вычисляемые в соответствии со схемой (см. рис. 1.6) параметры формируются в привязке к моментам времени в бортовой шкале конкретного НКА и, таким образом, между показаниями шкал разных НКА наблюдаются расхождения. Чтобы их нивелировать, нужно учесть взаимный (внутри каждой из пары НКА) уход бортовых шкал, что может быть реализовано обработкой сумм и разностей измеряемых псевдодальностей на основе использования радиотехнической аппаратуры и МЛНСС (см. главу 4). Таким образом, для каждого момента времени, под который вычисляется расчетная дальность, для каждого НКА определяется поправка к его времени. Данная процедура не устраняет общий сдвиг шкал времени ОГ относительно системы, но позволяет убрать ошибки определения эфемерид для реализации описанного алгоритма.

Накопление межспутниковых измерений. Физически приведение накапливаемых МСИ к одномоментным вариантам расчетных параметров – псевдодальностей внутри группировки — невозможно из-за нарушения условий видимости, в том числе затенения Землей, которое не препятствует прямой видимости между противоположными НКА, а также из-за ограничений, связанных с особенностями цикла работы МРЛ с максимально допустимыми дальностью между абонентами сети и углами визирования при приеме и отправке сигнала. Таким образом, формирование выборки измерений производится на некотором интервале времени и ключевым вопросом является количество полностью сформированных по всей группировке парных измерений за виток, непосредственно зависящее от упомянутых выше технических ограничений аппаратных средств и условий движения НКА. Кроме того, необходимо учитывать циклограмму измерений внутри группировки, которая для ВКК может в конечном итоге отличаться от принятой в СВС. Таким образом, представляются два варианта реализации обработки измерений: обработка на каждом НКА сформированных измерений либо комплексная обработка сразу всех сформированных пар измерений между НКА различных ОГ. Второй вариант требует накопления данных об измерениях и эфемерид в одном месте, что физически ограничено ресурсами МРЛ. Тем не менее при увеличении интервала обработки МСИ и задействовании не только МРЛ, но и МЛНСС такая процедура вполне возможна и позволяет повысить итоговую точность формируемых эфемерид и соответствующей ЭППД. Кроме того, накопление и обработка измерений на каждом из НКА по получаемому массиву данных приведет к росту погрешностей оценок в силу наличия неуточняемых систематических погрешностей, тогда как сбор всех измерений и эфемеридновременной информации В одном месте позволит провести оценку полноразмерного вектора состояния с равными весами для каждого НКА и каждого измерения.

Помимо радиотехнических измерений псевдодальностей целесообразно в перспективе использовать измерения, основанные на применении оптических систем. При одновременной их обработке с измерениями БА требуется вносить синхронизирующую время приема сигнала поправку. Измерения БА уже содержат такую поправку в результате оценки взаимных уходов БШВ НКА, сформированную на основе обработки встречных измерений. Таким образом, дополнительной задачей при интеграции в алгоритм оптических измерений, характеризующихся более низкой погрешностью, является оценка взаимных временных задержек отправки и приема радиотехнических сигналов и БКОС/МЛНСС. Решение данной задачи выносится за рамки данной работы, так как оно может быть реализовано аппаратным путем с последующим уточнением формулярных задержек. Вычисление частных производных дальности между двумя НКА по вектору начальных условий реализуется аналогично [29, 30]. В этих источниках частные производные (ЧП) описаны в координатах орбитальной системы координат. Орты орбитальной системы координат направлены в ИСК следующим образом:

 $e_S = |r|$ — вдоль радиуса;

 $e_T = |r \times v|$ — по трансверсали;

 $e_W = e_S \times e_T$ — по бинормали.

Матрица перехода из ОСК в ИСК будет выглядеть следующим образом:

$$A_{OI} = \begin{pmatrix} e_{Sx} & e_{Sy} & e_{Sz} \\ e_{tx} & e_{ty} & e_{tz} \\ e_{wx} & e_{wy} & e_{wz} \end{pmatrix};$$
 (1.42)

 $R_I = A_{OI}R_{orb}$ – перевод радиус-вектора из орбитальной в инерциальную СК.

Так как орбитальная СК не является инерциальной, перевод вектора скорости в ИСК осуществляется через следующее выражение:

$$V_I = A_{OI}(V_{orb} + \Omega R_{orb}), \qquad (1.43)$$

где V_I – вектор скорости в ИСК; V_{orb} – вектор скорости в ОСК; R_{orb} – радиусвектор в ОСК; Ω – кососимметрическая матрица вида

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_{sat} \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{sat} & 0 & 0 \end{bmatrix},$$
 (1.44)

ω_{sat} – угловая скорость движения НКА по орбите.

Частные производные дальности по начальным условиям в орбитальной системе координат для пары КА *i* и *j*:

$$\begin{split} \delta D^{ij}(\varphi) \frac{\bar{D}^{ij}(\varphi)}{r} &= g_1^{ij}(\varphi) \cdot S_o^i + g_2^{ij}(\varphi) \cdot T_o^i + g_3^{ij}(\varphi) \cdot W_o^i + g_4^{ij}(\varphi) \cdot \dot{S}_o^i + g_5^{ij}(\varphi) \cdot \dot{T}_o^i + g_6^{ij}(\varphi) \cdot \dot{W}_o^i + g_7^{ij}(\varphi) \cdot S_o^j + g_8^{ij}(\varphi) \cdot T_o^j + g_9^{ij}(\varphi) \cdot W_o^{jj} + g_{10}^{ij}(\varphi) \cdot \dot{S}_o^j + g_{11}^{ij}(\varphi) \cdot \dot{T}_o^j + g_{12}^{ij}(\varphi) \cdot \dot{W}_o^j, \qquad (1.45) \\ i, j \in \left\{1, 2, ..., n\right\}, i < j, \quad \varphi \in [0, \lambda(t_k - t_o)]. \end{split}$$

где $\varphi = \lambda(t - t_0)$ – «угловое» время для круговой орбиты, $\lambda = \frac{v}{r}$, *r*, *v* – радиус и скорость движения по номинальной круговой орбите для всех КА КНС; t_k – конечный момент времени интервала измерений.

Коэффициенты в выражении выше имеют вид:

$$g_{1}^{ij}(\varphi) = (1 - e_{s}^{j} \cdot e_{s}^{i})(4 - 3\cos\varphi) - 6(e_{s}^{j} \cdot e_{t}^{i})(\sin\varphi - \varphi),$$

$$g_{2}^{ij}(\varphi) = -e_{s}^{j} \cdot e_{t}^{i},$$

$$g_{3}^{ij}(\varphi) = -(e_{s}^{j} \cdot e_{w}^{i})\cos\varphi,$$

(1.46)

$$g_{4}^{ij}(\varphi) = (1 - e_{s}^{j} \cdot e_{s}^{i}) \frac{r}{v} \sin\varphi - (e_{s}^{j} \cdot e_{t}^{i}) \frac{2r}{v} (\cos\varphi - 1),$$

$$g_{5}^{ij}(\varphi) = (1 - e_{s}^{j} \cdot e_{s}^{i}) \frac{2r}{v} (1 - \cos\varphi) - (e_{s}^{j} \cdot e_{t}^{i}) \frac{r}{v} (4\sin\varphi - 3\varphi), \quad (1.47)$$

$$g_{6}^{ij}(\varphi) = -(e_{s}^{j} \cdot e_{w}^{i}) \frac{r}{v} \sin\varphi,$$

$$g_{7}^{ij}(\varphi) = (1 - \mathbf{e}_{S}^{j} \cdot \mathbf{e}_{S}^{i})(4 - 3\cos\varphi) - 6(\mathbf{e}_{S}^{i} \cdot \mathbf{e}_{t}^{j})(\sin\varphi - \varphi),$$

$$g_{8}^{ij}(\varphi) = -\mathbf{e}_{S}^{i} \cdot \mathbf{e}_{t}^{j},$$

$$g_{9}^{ij}(\varphi) = -(\mathbf{e}_{S}^{i} \cdot \mathbf{e}_{W}^{j})\cos\varphi,$$

(1.48)

$$g_{10}^{ij}(\phi) = (1 - \mathbf{e}_{s}^{j} \cdot \mathbf{e}_{s}^{i}) \frac{r}{v} \sin \phi - (\mathbf{e}_{s}^{i} \cdot \mathbf{e}_{t}^{j}) \frac{2r}{v} (\cos \phi - 1),$$

$$g_{11}^{ij}(\phi) = (1 - \mathbf{e}_{s}^{j} \cdot \mathbf{e}_{s}^{i}) \frac{2r}{v} (1 - \cos \phi) - (\mathbf{e}_{s}^{i} \cdot \mathbf{e}_{t}^{j}) \frac{r}{v} (4 \sin \phi - 3\phi), \quad (1.49)$$

$$g_{12}^{ij}(\phi) = -(\mathbf{e}_{s}^{i} \cdot \mathbf{e}_{w}^{j}) \frac{r}{v} \sin \phi.$$

Таким образом, для применения данных частных производных необходимо осуществлять перевод координат из ИСК и обратно. Сами частные производные построены с учетом тяготения центрального поля силы тяжести, поэтому придется выполнить значительное количество итераций МНК для сходимости процедуры оценивания.

Матрица частных производных **Н** для МНК (1.27) оценивающего (уточняющего) алгоритма для эфемерид высокоорбитальных дополнений

перспективных НКА ГЛОНАСС строится аналогично среднеорбитальному сегменту, за исключением того, что ненаблюдаемыми принимаются не три параметра движения для одного НКА в уточняемом созвездии, а полный набор из шести параметров для одного выбранного аппарата на текущей итерации алгоритма. Рассмотрим вопрос вычисления ЧП для формирования матрицы **Н** для данного случая. Фазовый вектор состоит из шести оскулирующих элементов (большая полуось, эксцентриситет, наклонение, ДВУ, аргумент перигея, средняя аномалия) двух НКА, между которыми измерена псевдодальность:

$$\bar{X}_{ij} = (a_i \quad e_i \quad i_i \quad \Omega_i \quad \omega_i \quad M_i \quad a_j \quad e_j \quad i_j \quad \Omega_j \quad \omega_j \quad M_j)^T.$$
(1.50)

Уравнение номинальной геометрической дальности между двумя НКА:

$$\rho = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2}.$$
 (1.51)

Частные производные дальности по вектору начальных условий движения в форме элементов Кеплера:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \bar{X}_{ij0}} = \frac{\partial \rho}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial \bar{X}_{ij}} \frac{\partial \bar{X}_{ij}}{\partial \bar{X}_{ij0}},\tag{1.52}$$

где ЧП дальностей по декартовым координатам

$$\frac{\partial \rho}{\partial r} = \left[\frac{x_i - x_j}{\rho} \quad \frac{y_i - y_j}{\rho} \quad \frac{z_i - z_j}{\rho} \quad \frac{x_j - x_i}{\rho} \quad \frac{y_j - y_i}{\rho} \quad \frac{z_j - z_i}{\rho}\right]; \quad (1.53)$$

$$r = (x_i \quad y_i \quad z_i \quad x_j \quad y_j \quad z_j)^T.$$
 (1.54)

ЧП декартовых координат по вектору элементов Кеплера (вычисление приведенных ЧП подробно описано в [13])

ЧП текущих элементов Кеплера по начальным значениям элементов Кеплера на момент t₀ [13]:

Приведенные производные являются упрощенными. Можно добавить в алгоритм учет C20, но это усложнит и без того ресурсоемкие вычисления на борту НКА. Представленные выше соотношения алгоритма можно использовать только для перспективных дополнений ГЛОНАСС, т.к. орбиты средневысотного сегмента являются вырожденными и там необходимо использовать либо ранее описанный алгоритм уточнения в орбитальной системе координат, либо несингулярные оскулирующие элементы. То же касается потенциальных дополнений ГЛОНАСС на геостационарных орбитах.

69

Наблюдаемость фазового вектора и выбор неуточняемых компонент. Согласно [29, 30], для созвездия из более чем трех НКА наблюдаемы 6 N_{НКА} – 3 параметра движения. В классической постановке ненаблюдаемыми параметрами являются трансверсаль, бинормаль и скорость по бинормали одного из НКА (какого именно – зависит от реализации процедуры). Таким образом, в качестве ненаблюдаемых следует выбрать те параметры, прогнозирование которых не сопровождается существенным ростом ошибок, выбирая при этом наиболее подходящие НКА. В качестве претендентов на эту роль могут выступать аппараты, на которых были загружены с НКУ самые «свежие» эфемериды, при условии, что данный НКА не проходит области затенения на предстоящих витках и не совершает упреждающих разворотов. Данное условие выполняется для НКА с углом наклона Солнца β над плоскостью НКА более 5°. Соответственно, его номер может быть определен заранее, до старта обсуждаемого технологического цикла. Кроме того, немаловажным является стабильность бортовых часов и бортового синхронизирующего устройства эталонного с точки зрения прогнозирования движения НКА относительно других аппаратов. То есть номер НКА выбирается комбинированным образом, как по формальным критериям, так и из числа наиболее подходящих для этого аппаратов, для которых известно, что их характеристики являются эталонными при прочих равных условиях и требованиях описанной выше процедуры. В работе данной при проведении экспериментальных исследований С использованием программного макета рассматривались не различные бортовых синхронизирующих устройств и характеристики определение «эталонного» НКА производилось исходя из угла наклона Солнца над плоскостью орбиты.

Отличия оперативного и независимого технологических циклов. В качестве данных первого шага процедуры уточнения для НКА СВС используется вектор кинематических параметров в ИСК ($x_0 y_0 z_0 v_{x0} v_{y0} v_{z0}$), полученный из апостериорных эфемерид (из пакета загруженной на борт НКА

ЭВИ) для случая, изображенного на рис. 1.1. По этим начальным условиям строится прогноз с последовательным уточнением его внутри витка между Таким образом предусмотрено функционирование штатного закладками. технологического цикла с улучшением точности эфемерид между загружаемыми пакетами. Перед стартом прогнозирования на борту на будущие отрезки времени формируется невязка имеющихся апостериорных эфемерид и эфемерид, построенных прогноза прошедших путем ДЛЯ моментов времени (интегрирование в обратную сторону хода времени от текущей точки). Получаемая таким образом невязка эфемерид дополнительно обрабатывается с целью улучшить точность прогноза.

Для технологического предназначенного варианта цикла, ДЛЯ независимого режима функционирования ОГ, в качестве данных первого шага используется вектор параметров НКА, уточненный на предыдущей итерации процедур. Необходимо подчеркнуть, что существенным ограничением здесь является растущая ошибка неопределенной фактической эволюции ПВЗ, которая необходимости изменения привести К вектора вычисляемого может гравитационного потенциала [16, 17] и таким образом привнести новую ошибку, а также значительно ухудшить SISRE после перевода имеющихся на борту НКА эфемерид из инерциальной в связанную с Землей СК для трансляции потребителю. Таким образом, процедура оценки МСИ в интересах уточнения эфемерид не может быть обособленной и должна быть связана с процедурой уточнения данных о ПВЗ.

Варианты организации сеансов и повышение точности формируемых оценок. Существуют три варианта организации планирования и обработки измерений. В первом варианте все происходит на борту каждого НКА в доступном объеме: накапливаются измерения от видимых аппаратов, накапливается соответствующая эфемеридная информация от видимых аппаратов, необходимая для проведения обработки измерений, а затем производится обработка измерений. Преимущество данного подхода состоит в

71

простоте реализации и в том, что он уже был реализован [23]. Основной недостаток такого подхода с методической точки зрения состоит в том, что в результате на борту каждого НКА получается свой набор оценок, каждая из которых получена не по полной выборке измерений и не для полноразмерного вектора состояния неизвестных величин. Вместо этого для каждого из аппаратов транслируемые ему эфемериды других аппаратов являются некорректируемыми параметрами. Свод («стыковка») всех полученных оценок с последующей рассылкой является отдельной задачей. Точность получаемых на борту таких образом опорных эфемерид меньше, чем могла бы быть во втором варианте, который предполагает последовательный сбор с каждого из НКА полученных им измерений и соответствующих измерениям эфемерид пар НКА с обработкой в рамках единого полноразмерного вектора состояния. В таком случае накопление полной выборки измерений и передача ее для обработки в одном месте (выбранный НКА) позволяет получить более высокую точность оценок, но усложняет циклограмму взаимодействия и нагружает МРЛ. Данный факт может быть парирован применением МЛНСС, которая также будет обсуждаться в данной работе в других главах. Третий вариант представляет собой отдельно настроенную комбинацию первого и второго вариантов реализации циклограмм взаимодействия НКА при формировании и обработке радиотехнических измерений и может служить основой для особых условий, когда НКА ОГ в отношении точности и доступности рассматриваются как неравноценные.

В целях улучшения показателей точности формируемых на борту оценок эфемерид, рассчитываемых с использованием МНК при обработке межспутниковых измерений, в соответствующее выражение для коррекции вектора состояния был внесен элемент алгоритма Левенберга – Марквардта [42], а именно коэффициент, применяемый как множитель единичной матрицы в сумме со слагаемым **H^TH**. Данный коэффициент был подобран с учетом обеспечения наилучшей сходимости алгоритма и позволил существенно повысить получаемую точность оценок при реализации всех представленных
вариантов и особенно при реализации варианта 1, снизив ошибку оценки в среднем на 20–30% от исходных результатов. Приводимые далее в главе результаты получены с использованием данной подстройки.

1.2.4. Формализация задачи планирования и обработки измерений

Рассмотрим формирование предполагаемых циклограмм взаимодействия НКА ОГ в интересах генерации межспутниковых измерений. Во многом вид циклограмм определяется техническими возможностями бортовых аппаратных средств. В данной работе применительно к СВС ОГ ГЛОНАСС рассмотрена время используемая В настоящее аппаратура, имеющая известные характеристики, а именно: непрерывное функционирование, разделение на 20секундные интервалы, в которых первая четверть отведена на отправку информации, ограничение по дальности до 40 тыс. км, отсутствие ограничений по углам визирования в связи с использованием круговой диаграммы АС, одну частоту работы. С учетом располагаемых возможностей аппаратуры заранее определен потенциал по накоплению и передаче измерений внутри группировки CBC. В использования аппаратуры НКА то же время вопрос на высокоорбитальных дополнений является открытым, так же, как и вопрос взаимодействия различных ОГ ГЛОНАСС в перспективе. С учетом того, что в будущем могут быть реализованы несколько различных режимов работы: формирование и обмен измерениями только внутри ОГ либо внутри и между ОГ, -был проведен анализ радиовидимости и доступности сеансов, в том числе определен потенциал по количеству взаимных измерений в задаче уточнения эфемерид. Проведем данный анализ в контексте задачи формирования требований к аппаратным средствам оснащения перспективных НКА. Необходимо отметить, что автору известно о разработке аппаратных средств оснащения НКА ГЛОНАСС нового поколения, в том числе для СВС. Тем не менее облик ее еще не до конца определен, поэтому в данной работе предположения о нем рассматриваться не будут.

Итак, в задаче уточнения эфемерид рассматривается созвездие НКА ГЛОНАСС в составе штатной группировки из 24 (по умолчанию) аппаратов, каждый из которых оснащен АС МСИ одного типа. Параметры данного созвездия на этапе решения описываемой задачи восстановлены из файлов sp3 [39, 40] с высокоточной эфемеридной информацией, поставляемых в том числе службой «Система высокоточного определения эфемеридно-временных поправок» [39]. Дополнительно рассматривается перспективное созвездие из шести высокоорбитальных аппаратов ГЛОНАСС, также оснащенных АС МСИ, но на которой предполагаются иные циклограмма функционирования и технические характеристики аппаратных средств. Более подробно они обсуждаются далее. Параметры созвездия ВКК формируются путем высокоточного моделирования основе интегрирования полных на дифференциальных НКА 1.2.1). уравнений движения (см. раздел Предполагается, что АС МСИ «старого» типа продолжит функционирование в том числе на вновь выводимых аппаратах на одной частоте с постоянным периодом N(20) секунд, из которых K(5) секунд выделяется на отправку, а L(15)секунд – на прием навигационной информации в виде сигналов от других видимых НКА. Скорость передачи _{ФСВС} и среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки измерения псевдодальности σ_{CBC} предполагаются заданными.

Далее будем полагать, что АС МСИ и аппаратура передачи информации на борту НКА ВКК функционируют в непрерывном режиме на различных частотах. Скорость передачи информации *v*_{BKK} и СКО ошибки *о*_{BKK} заданы в некотором диапазоне значений.

Предполагаемые характеристики АС МСИ и обмена информацией между сегментами орбитальных группировок (ОГ) также заданы в некотором диапазоне значений.

Существующие ограничения на организацию сеансов, помимо очевидной проверки видимости и исключения влияния атмосферы, учитывают также ограничения на максимальную дальность { D_{maxBKK} , D_{maxCBC} , $D_{maxBKK-CBC}$ } между НКА при организации парного сеанса, обусловленную требованиями по энергетике, а также взаимное угловое положение НКА относительно Земли,

обусловленное требованиями по диаграмме направленности антенн { $\alpha_{min/maxBKK}$, $\alpha_{min/maxCBC}$, $\alpha_{min/maxBKK-CBC}$ }.

Таким образом, с учетом принятой здесь интерпретации задачи уточнения эфемерид необходимо минимизировать суммарное время обмена информацией в парных сеансах по всем созвездиям с целью передачи такого объема данных, который был бы достаточен для формирования оценок эфемерид НКА с требуемой точностью, если говорить об использовании схемы «сбор данных – передача на основной НКА – обработка – рассылка результатов».

Одновременно существуют также дополнительные требования к искомому решению, такие как необходимость «замыкания» полного созвездия средне- и высокоорбитального сегментов (СВС и ВКК) парными измерениями. Иными словами, для каждой пары НКА-НКА в обеих ОГ должно быть доступно как «прямое», так и «встречное» измерение. Допустим, что результирующая ошибка эфемерид определяется как среднее всех получаемых по результатам обработки измерений ошибок оценок эфемерид для всех ОГ. Представление относительно требуемого уровня ошибок эфемерид, к которому нужно стремиться путем оптимизации процедуры планирования и обработки измерений, может быть сформировано на основе анализа приведенных рис. 1.7, 1.8 зависимостей. На рис. 1.7 построены зависимости ошибки прогнозирования орбит НКА ГЛОНАСС на основе использования описанных в разделе 1.2.1 моделей и алгоритмов с учетом всех приведенных там неконтролируемых факторов. В качестве исходных данных старта процедуры прогнозирования были использованы апостериорные эфемериды, а также проведено уточнение начальных условий на основе описанных в разделе 1.2.2 алгоритмов.



Рис. 1.7. Ошибки прогнозирования эфемерид

Зависимости на рис. 1.8, 1.9 получены путем добавления к прогнозу исполняемых процедур уточнения эфемерид, описанных в разделе 1.2.3, случайной ошибки измеренной межспутниковой псевдодальности (СКО принято 0,1 м), систематические составляющие ошибок в данном эксперименте не учитываются, так как являются предметом отдельного обсуждения.



Рис. 1.8. Ошибки уточнения эфемерид, полученные при обработке трех полных

измерений



Рис. 1.9. Ошибки уточнения эфемерид, полученные при обработке четырех полных измерений

Эволюция ошибок эфемерид на рис. 1.8 построена с учетом их уточнения по трем так называемым полным измерениям (здесь под «полным» измерением понимаем одно запросное измерение по каждой паре НКА, т.е. $(N+M) \cdot (N+M-1)/2$ отдельных беззапросных измерений (точнее, их расчётных аналогов) за половину суток), где M = 24 и N=6. На рис. 1.9 показано то же самое, но с учетом обработки шести полных измерений. При обработке менее трех измерений наблюдается расходимость результатов. На всех рисунках значения ошибок приведены в метрах в зависимости от дней эксперимента. Не очень существенна разница в уровне получаемой точности, которая составляет для варианта трех измерений через 90 дней функционирования ОГ порядка 5 м максимальной ошибки определения положения НКА, а для варианта шести измерений – около 4 м. Этот пример показывает, что значительное увеличение числа полных формируемых и обрабатываемых затем измерений не приведет к заметному повышению точности, как это происходит при увеличении количества измерений от одного до трех.

Чтобы определить возможности сбора и передачи нужного количества измерений внутри и между различных ОГ, необходимо учесть все технические характеристики аппаратных средств (часть из которых носит проектный характер), а также условия движения НКА. Таким образом, обсуждаемая техническая задача характеризуется высокой размерностью вектора подлежащих оптимизации параметров и требует учета большого числа ограничений. При этом некоторые из этих ограничений могут интерпретироваться как оптимизируемые параметры вследствие того, что их значения не определены на текущий момент и, более того, могут варьироваться по результатам получаемой точности оценок эфемерид. Так как решение поставленной задачи для двух созвездий в аналитической форме практически неосуществимо, то автором был выбран способ, состоящий в анализе возможных вариантов ее решения с их последующим полным перебором с учетом наиболее вероятных технических возможностей/ограничений. В пользу такого достаточно простого подхода свойства изомаршрутности орбит НКА ГЛОНАСС CBC говорят И геосинхронности орбит НКА ГЛОНАСС ВКК, скорость прецессии которых крайне мала. Иными словами, в первом случае орбиты всех НКА являются полностью повторяющимися, а во втором – стабильными относительно Земли и околоземных объектов. Следовательно, допускается, что выбор для исследования восьмисуточного интервала закрывает вопрос повторения условий проведения эксперимента и упрощает решение поставленной задачи, позволяя масштабировать полученный результат для всех остальных рабочих циклов функционирования рассматриваемых космических группировок. Конечной целью перебора является определение таких условий взаимодействия НКА СВС и ВКК при формировании и обработке МСИ, при которых требуемая точность оценок эфемерид НКА достигается за счет накопления числа измерений, превышающего достаточное для ее достижения исходя из полученных в рамках предварительного моделирования приведенных выше оценок.

Выполнение процедуры перебора параметров аппаратных средств и соответствующих им условий видимости и выполнения сеансов взаимных измерений между НКА СВС и ВКК осуществлялось с использованием программного макета, где были применены описанные в разделе 1.2.1 модели движения НКА и представленные выше модели функционирования аппаратных

средств измерений. Полученные таким образом результаты приведены в разделе 1.3.1.

Обсудим теперь организацию процедуры сбора и обработки измерений. В штатной ситуации работы бортовых средств на каждом из НКА с определенным временным шагом может формироваться собственный вектор измерений, получаемых на основе принятых сигналов от видимых НКА, а также полученные из этих сигналов эфемериды других аппаратов. Само собой разумеется, данной информации достаточно для запуска процедуры и проще всего провести ее обработку на каждом из НКА. Однако в таком случае количество обрабатываемых отдельно на борту каждого НКА измерений будет неполным, что негативно скажется на результатах оценивания. Кроме того, без встречных измерений неустранима погрешность часов, так как невозможно будет сгенерировать полусумму дальностей от пар НКА. Попытка уместить в цикл работы БА, предназначенный для отправки сигнала, сформированные в цикле приема по сигналам других НКА все псевдодальности и соответствующие им эфемериды этих НКА обречена на провал в силу значительного объема такой информации. Сказанное означает, что реализации для полноценного необходимо технологического цикла пересматривать циклограмму взаимодействия аппаратов, не трогая при этом циклограмму функционирования существующих средств. Целью формирования новой циклограммы является передача в одно место (борт выбранного НКА) для обработки нужного количества встречных измерений псевдодальностей и эфемерид НКА и составление «карты» обменов внутри ОГ. Приоритетным при этом является задействование только радиотехнического канала передачи данных со скоростью 100 бит/с без привлечения МЛНСС. Рассмотрим задачу обмена информацией в интересах сбора и обработки измерений. Для каждой пары взаимодействующих объектов предполагается проверка ряда условий (рис. 1.10).



Рис. 1.10. Схема проверки условий доступности сеанса МРЛ

Таким образом, на каждом шаге работы МРЛ проверяется возможность организации сеанса МРЛ путем вычисления:

 угла визирования излучающего объекта со стороны приемника и проверки его на невыход за диаграмму направленности;

 угла визирования принимающего объекта со стороны излучателя и проверки его на невыход за диаграмму направленности;

– дальности между объектами на предмет непревышения ее максимальной дальности для данного типа линии (например, ВКК – ВКК, СВС – СВС, ВКК – станция).

По итогу при возможности организации сеанса вычисляется объем передаваемых данных как $V_{ij} = t \cdot v_{ij}$, где V_{ij} – объем данных, переданных за отрезок времени *t*, на котором может состояться сеанс передачи данных между парой объектов под номерами *i*,*j*; v_{ij} – скорость передачи информации по МРЛ, задаваемая как параметр эксперимента в виде отдельного значения для каждой пары объектов (ВКК, НКА, станция). Таким образом, на борту каждого НКА формируется (в макете имитируется) многомерный массив данных (в битах), который должен состоять из измерений (60–80 бит) и эфемеридно-временной информации (ЭВИ) (360–480 бит для «своей» пары, 720–960 для «чужой»), куда входят как прямые, так и встречные измерения, а также измерения между другими парами объектов, передаваемые лишь в условиях (в зависимости от заданных характеристик аппаратных средств), когда переданы полностью данные для реализации в алгоритме прямых и встречных измерений для «своей» пары. Объем *V*_{ii} определяет возможность построения полного графа измерений,

при котором происходит «замыкание» всего созвездия объектов и обработка ведется для всех измерений одновременно. Иными словами, исходя из V_{ii} вычисляется количество измерений, которые можно обработать на борту каждого НКА не только для пары *i*, *j*, но и для всех остальных объектов. При этом полная прямая передача данных в память какого-то одного из объектов невозможна в силу отсутствия соответствующих условий видимости и технических возможностей. В связи с этим возникает задача планирования состава пакетов данных для обмена между объектами через посредников с целью сбора всех измерений и ЭВИ в одном месте. Такая потребность обусловлена существенным влиянием обработки измерений сразу по полному графу на получаемую затем точность оценок эфемерид НКА. Чтобы не дублировать передаваемые пакеты, предлагается реализовать процедуру, в которой заложена представленная на рис. 1.11 циклограмма передачи данных измерений и ЭВИ для сбора и обработки в одном месте. Суть ее состоит в том, что исходя из доступного в будущем объема переданной информации определяется номер НКА, на котором будут собираться все пакеты данных, для этого номера НКА будут установлены соответственно номера НКА, формирующих для него измерения, и те, от которых будут ретранслироваться передаваемые от невидимых пар объектов пакеты.



Рис. 1.11. Схема передачи данных для обработки измерений

Выбрать номера НКА под каждую роль в соответствии со схемой можно либо путем моделирования 8-суточного интервала и анализа полученных с помощью макета результатов V_{ij} для каждой пары объектов, либо путем перебора. При этом должно быть минимизировано: число НКА, на которых осуществляется полный сбор и обработка данных (основной НКА и резервный), число НКА, для которых выбрана роль передаточного звена от невидимых основному НКА номеров других НКА. Число видимых НКА, работающих по прямому сообщению, определяется условиями видимости и возможностями аппаратных средств.

Номера КА и соответствующие им направления передачи данных, обозначенные стрелками на рис. 1.11, являются условными. С учетом предлагаемой схемы возможно реализовать расчет числа измерений, которые можно обработать совместно в заданную единицу времени. Это число является ориентиром – ограничением при моделировании процессов уточнения на борту НКА эфемерид и ПВЗ с помощью программного макета. Само собой разумеется, данное число не является константой и зависит не только от характеристик бортовых средств НКА СВС, уже используемых много лет, но и от предполагаемых к размещению на НКА СВС и ВКК аппаратуры нового поколения для обменов внутри созвездия ВКК и между созвездиями.

1.2.5. Математические модели межспутниковых измерений

Кроме описанных выше математических моделей, относящихся к реализации движения центра масс НКА, необходимо формализовать модели для учета особенностей проведения межспутниковых измерений:

 модель формирования геометрического аналога псевдодальности на борту НКА с учетом выбранного канала (радиотехнического, оптического) для проведения измерений;

– модели бортовых аппаратных средств для формирования измерений между НКА, необходимые для формирования циклограмм как внутри ОГ, так и между различными ОГ ГЛОНАСС.

Рассмотрим математическую модель одномоментной однопутевой межспутниковой псевдодальности (*i*-й НКА принимает сигнал от *j*-го НКА, при работе между НКА и станциями модель аналогична), полученной путем итеративной редукции [27]:

$$S^{ij} = c\tau^{ij} + c\left(\Delta t^{i} - \Delta t^{i^{\text{pe},(\Pi M)}}\right) - c\left(\Delta t^{j} - \Delta t^{j^{\text{pe},(\Pi A)}}\right) + a_{0}^{i\Pi M} + a_{0}^{j\Pi A},$$
(1.57)

где $a_0^{iпм}$ и $a_0^{jпд}$ – литерные задержки; Δt^i и Δt^j – поправки к шкалам времени *i*го и *j*-го КА соответственно; $\Delta t^{i^{pen(пм)}}$ и $\Delta t^{j^{pen(ng)}}$ – поправки на релятивизм; $c\tau^{ij}$ – «геометрическая задержка», определяемая соотношением

$$c\tau^{ij} = \rho^{ij} + \delta S_{\Pi} + \delta S^{ij}_{\Gamma paB} + \delta S^{i}_{\Pi d} + \delta S^{j}_{\Pi M}.$$
(1.58)

Модель (1.58) включает, помимо запаздывания ρ^{ij} при распространении сигнала, плохо изученную для данного типа МСИ задержку в плазмосфере δS_n , значения геометрических выносов приемных δS^{i}_{m} и передающих антенн δS^{j}_{nd} на каждом из НКА, а также эффект гравитационного искривления пространства $\delta S_{\Gamma D a B}^{ij}$. В радиотехнических трактах МСИ предполагается частотное разделение сигналов, которое (как и в случае наземных измерений) приводит к появлению так называемых литерных (систематических) задержек $a_0^{i_{\Pi M}}$ и $a_0^{j_{\Pi A}}$. В технологическом цикле оценки ПВЗ в модель также добавляются задержки, вызванные распространением сигнала в атмосфере (ионосфере и тропосфере). Таким образом, при обработке реальных «сырых» измерений любым из численных методов (МНК, ФК) на выходе процедуры будут смещенные оценки Из-за наличия значительного числа неописанных систематических погрешностей. Следовательно, их необходимо устранить либо оценить путем введения в согласующие параметры. Сделать это в той же процедуре, в которой оцениваются эфемериды либо ПВЗ, крайне сложно в силу значительного в таком случае роста числа новых компонент формируемого вектора состояния системы, многие из которых не наблюдаемы раздельно. Таким образом, задача по уточнению систематических погрешностей, таких как задержки в приемо-передающих трактах, уходы БШВ, выносы ФЦ АС, задержки в ионосфере и тропосфере, должна решаться отдельно. В связи с этим она рассмотрена в главе 4.

При применении оптических систем (КОС и МЛНСС) адекватность физической картине соотношения (1.57) в целом сохраняется, но его практическое применение в алгоритмах обработки упрощается благодаря существенному задержек сигнала распространении, снижению при В особенности, когда речь идет об измерении между наземной станцией и НКА, снижению СКО шума относительно существующих образцов БА. При этом остаются все остальные перечисленные в (1.57) погрешности. Так же как и при радиотехнических измерениях, в которых ошибки обусловлены взаимными уходами часов передатчика и приемника, негативный фактор может быть (если речь о МЛНСС встречными измерениями либо парирован 0 комбинированной станции КОС – радиотехнические средства).

Необходимо отметить также, что в уравнении (1.57) отсутствует случайная (шумовая) ошибка. Однако в реальности даже при устранении большей части погрешностей, в результате чего из среднего значения выборки полусумм псевдодальностей убирается смещение, в радиотехнических измерениях БА все равно остается меняющаяся ошибка с характерным разбросом. Данный разброс, как показали эксперименты с реальными измерениями, допустимо учитывать как нормально распределенный шум, что позволяет настройкой матрицы ошибок измерений нивелировать его влияние при обработке измерений методом наименьших квадратов.

1.3. Решение формализованных задач и результаты экспериментальных исследований

1.3.1. Анализ условий видимости, доступности сеансов и формирование требований к аппаратным средствам НКА ГЛОНАСС в перспективных ОГ

Рассмотрим для начала исходные данные, определяющие основные условия решения задачи, в том числе условия видимости внутри и между ОГ СВС и ВКК с точки зрения ограничений на дальности и углы взаимного

визирования. Напомним, что достаточно жесткими являются ограничения по CBC–CBC. дальности Остальные абонентов ограничения являются варьируемыми и разбиваются при этом на допустимые и нежелательные. В силу масштабной картины обсуждаемых феноменов, определяемых огромным количеством данных, наиболее адекватным способом представления результатов будет использование гистограмм анализа анализируемых параметров, моделирования соответствующих процессов полученных путем на восьмисуточном интервале (рис. 1.12).





В связи с ограничением на максимальную дальность порядка 40 тыс. км вследствие применения на борту существующих НКА антенн с круговой диаграммой направленности, для которых взаимные углы визирования между абонентами условно не важны, но максимальная дальность снижается до обозначенного уровня, как видно, значительная часть (почти треть) потенциальных сеансов отсекается. Это обстоятельство учитывалось автором при проведении экспериментов. Наличие на гистограмме рис. 1.13 пиков объясняется изомаршрутностью и стабильностью конфигурации ОГ СВС ГЛОНАСС.



86

Рис. 1.13. Подробная гистограмма взаимных дальностей внутри ОГ СВС ГЛОНАСС

Таким образом, можно констатировать, что накопить измерения можно достаточно быстро независимо от времени суток лишь для определенных пар НКА внутри одной плоскости (соответствуют пиковым значениям на рис. 1.13, т.е. внутри плоскости эклиптики). Их предлагается использовать как основных трансляторов данных измерений и эфемерид между невидимыми НКА.

Применительно к ВКК диапазон взаимных дальностей, в отличие от СВС, варьируется в очень широких пределах (рис. 1.14) и не имеет ярко выраженных отдельно стоящих пиков. Этот диапазон также весьма широк применительно к взаимодействию между группировками (на примере одного НКА ВКК и СВС на рис. 1.15).



Рис. 1.14. Расширенная гистограмма взаимных дальностей внутри ОГ ВКК

ГЛОНАСС





В результате «отсечения» значений дальностей свыше 40 тыс. км будет потеряно существенное количество потенциально возможных измерений. В этой связи ниже обсуждается вариант использования бортовой антенны с приемлемой по энергетике шириной диаграммы направленности, которая должна обеспечивать прием в нужном диапазоне углов визирования и при этом превысить показатель рабочей дальности текущих образцов БА.

Анализ гистограмм на рис 1.16, 1.17 показывает, что при большей части измерений внутри ВКК углы визирования лежат в достаточно широком диапазоне (от 30 до 70°), а при проведении сеансов ВКК–СВС диапазон этих углов (от 10 до 40°) существенно отличается от используемого внутри созвездия ВКК.







Рис. 1.17. Гистограмма углов визирования спутниками ВКК спутников ОГ СВС ГЛОНАСС

Это обстоятельство приводит к необходимости либо переключения усиления антенны в нужном направлении и применения антенны с фазированной антенной решеткой (AФAP), либо размещения двух различных антенн. В противном случае потенциально возможные измерения будут «отсекаться» или по дальности, или по углам, в результате чего группировка ВКК фактически будет «отрезана» от СВС, а обмен данными внутри ВКК существенно затруднится. При проведении численных экспериментов обсуждаемые ограничения варьировались по дальностям и углам. При этом была получена оценка (в процентах) времени возможной организации сеансов взаимных измерений в зависимости от ограничений по дальности (табл. 1.3).

Таблица. 1.3

Процент времени видимости абонента с использованием АС МСИ на ВКК

Пара КА	Ограничение по дальности, тыс. км								
	40	50	60	70					
		еанса, %							
1 - 2	46	100	100	100					

1 – 3	32	46	62	93
1 - 4	0	13	38	58
1-5	39	52	70	100
1 – 6	40	53	71	100

Рассмотрим теперь условия работы НКА СВС при взаимодействии между группировками. Анализ гистограммы на рис. 1.18 показывает, что, несмотря на использование антенны с круговой диаграммой направленности, часть измерений от сегмента ВКК не может быть принята, так как для их приема на НКА СВС необходимо разместить антенну, направленную в сторону от Земли. Приведенная на рис. 1.19 гистограмма позволяет оценить число теряемых измерений при определенных углах визирования.





Рис. 1.19. Гистограмма углов визирования спутников ВКК спутниками ОГ СВС ГЛОНАСС при использовании антенны, направленной от Земли

град.

анализу соответствующей гистограммы Согласно (рис. 1.18), при отсутствии дополнительной антенны на СВС «отсекается» лишь правая часть

диапазона (вариант использования отдельной дополнительной антенны представлен на гистограмме на рис. 1.19), незначительно сужая исходный диапазон, т.е. по сути при первом рассмотрении не являясь обязательным элементом системы.

Анализ результатов перебора и возможные варианты технических решений. Как уже указывалось, приведенные выше гистограммы получены путем проведения численных экспериментов с использованием программного обеспечения. На основе анализа этих данных были выбраны допустимые интервалы перечисленных ниже параметров с целью их перебора в процессе проведения экспериментов:

- максимальная дальность для проведения сеансов МСИ внутри созвездия ВКК в диапазоне от 40 до 80 тыс. км;
- максимальная дальность проведения сеансов МСИ между созвездиями ВКК и СВС в диапазоне от 40 до 70 тыс. км;
- ширина диаграммы направленности передающей антенны ВКК и СВС для работы с ВКК от 5 до 45° с усилением для соответствующей дальности;
- рабочий диапазон диаграммы направленности антенны ВКК и СВС для работы с ВКК от 10 до 70°;
- максимальная дальность проведения сеансов МСИ внутри созвездия СВС до 40 тыс. км;
- круговая диаграмма направленности антенны для работы внутри созвездия СВС.

Согласно объективной необходимости упрощения реализации соответствующих технических решений, в процессе перебора преследовалась цель минимизировать требования к дальности и диапазону рабочих углов диаграммы направленности антенн. С учетом предложенных диапазонов было проведено моделирование процессов проведения сеансов измерений и их обработки с целью накопления нужного количества измерений (от трех полных измерений за виток НКА СВС) при имеющихся технических ограничениях. Детальный анализ результатов экспериментов показал, что не существует множества пересекающихся областей значений варьируемых параметров, для которых имеющиеся технические ограничения удовлетворяются одномоментно.

Рассмотрим конкретные примеры. Так, для обмена данными внутри созвездия ВКК с минимальными требованиями по дальности (до 50 тыс. км) обеспечиваются условия регулярного взаимодействия на значительных углах визирования – от 50 до 60° с помощью узконаправленной тороидальной диаграммы антенны с узкими лепестками. Однако при использовании такой антенны вообще нет сеансов МСИ и обмена данными между ВКК и СВС . Возможность обмена между ВКК и СВС в некоторые моменты времени появляется при сужении диапазона углов антенны ВКК до 40–50°. Это приводит к потере сеансов между номерами 1 и 2 НКА ВКК при требовании увеличить максимальную дальность приема-передачи до 60 тыс. км. Дальнейшее сужение диапазона углов ВКК до 30-40° вызывает в том числе уменьшение частоты сеансов между всеми парами ВКК и повышает требование к дальности до 70 тыс. км, позволяя, однако, установить стабильные сеансы с КА СВС. Тем не менее доступных на витке сеансов ВКК – ВКК при этом достаточно для сбора необходимого количества измерений в интересах их обработки с целью уточнения эфемерид КА ВКК, что одновременно сужает возможности передачи значительного объема данных от других целевых нагрузок.

Заметим, что сужение диапазона углов ВКК менее 30° приводит к отсутствию стабильных сеансов между парами и «замыкание» созвездия возможно лишь через промежуточных абонентов, например, 1 – 4, 4 – 5, 5 – 2 и т.д. Одновременно требования к дальности поднимаются до 80 тыс. км и появляются стабильные сеансы взаимодействия с СВС, ранее недоступные вследствие ограничений по дальности, углам визирования или геометрии взаимного расположения.

Подводя итоги сказанному, можно утверждать, что задача на «быстродействие», т.е. на минимально возможное время накопления необходимого для достижения требуемой точности эфемерид измерений,

решается лишь при условии выполнения жестких технических требований к бортовым аппаратным средствам. В связи с этим представляется целесообразным сформировать множество наиболее вероятных сценариев обмена данными с точки зрения наиболее приемлемых для реализации параметров бортовых аппаратных средств НКА. При этом были использованы следующие основные допущения:

- обсуждаемые перспективные аппаратные средства МСИ имеют условно круговую диаграмму направленности с ограничением по дальности приема-передачи до 40 тыс. км;
- наибольший интерес представляет организация обмена данными между элементами ВКК, для чего, по-видимому, должна быть разработана аппаратура, обеспечивающая максимальное количество сеансов внутри этой группировки;
- вновь разрабатываемая аппаратура для обеспечения сеансов обмена между
 ВКК и СВС будет унифицирована;
- преодоление всех перечисленных выше технических ограничений возможно в случае использования АФАР, обеспечивающей упрощение организации сеансов внутри группировок КА ВКК и СВС и между. Таким образом, возможно полное и регулярное взаимодействие ОГ с целью формирования и обмена МСИ для уточнения эфемерид до требуемого уровня с помощью:
 - обсуждаемых перспективных аппаратных средств для обмена данными внутри группировки СВС;
 - антенны с диаграммой от 30 до 45° (α_{min/maxBKK}, α_{min/maxBKK-CBC}) с дальностью до 65 тыс. км (D_{maxBKK}, D_{maxBKK-CBC}) либо с диаграммой от 30 до 40° с максимальной дальностью до 70 тыс. км для обмена внутри группировки ВКК и одновременно для приема-передачи с ВКК на CBC;
 - антенны с диаграммой в диапазоне 60–70° (α_{min/maxCBC-BKK}) либо 70– 80° (инвариантно) с максимальной дальностью до 65 тыс. км

(*D*_{maxCBC-BKK}) для КА СВС при взаимодействии с ВКК.

Альтернативным вариантом может быть установка направленной антенны с диаграммой от 25 до 45° с максимальной дальностью до 65 тыс. км, с помощью которой будут организованы сеансы связи и внутри ВКК, и между ВКК и СВС. Представленные варианты конфигурации позволили организовать требуемое число сеансов МСИ с целью последующей обработки их результатов и получения оценок эфемерид нужной точности. Эти результаты представлены в разделе 1.3.3.

Представим далее результат расчета количества сформированных И включающих переданных сутки пакетов данных, эфемериды за И псевдодальность для обработки и уточнения эфемерид НКА СВС, обладающих сравнительно медленной скоростью потока данных в канале МРЛ в 100 бит/с. В строках отражены принимающие сигнал НКА, в столбцах – отправляющие. Табл. 1.4 обрезана справа. Заметно, что НКА под номером 0 получает более чем достаточное количество данных за сутки для получения высокоточных оценок от всех НКА, кроме 3, 4, 5 (выделены). Таким образом, для формирования полного графа не хватает лишь данных от этих НКА. Они могут быть переданы через «звено», в качестве которого может выступить любой из НКА под номерами 1, 2, 6, 14 (выделены), так как с 0-м у них достаточный запас по обмену, куда можно встроить дополнительную информацию, и НКА под этими номерами получают данные и формируют измерения по невидимым 0-му НКА под номерами 3, 4, 5. Изосинхронность орбит ГЛОНАСС позволяет составить другие аналогичные ряды номеров связываемых друг с другом НКА в альтернативу приведенным выше при необходимости (рис. 1.20).

Таблица 1.4

	eo0	meo1	meo2	meo3	meo4	meo5	meo6	meo7	meo8	meo9	meo1 0	meo1 1	meo1 2	meo1 3
eo0		3 500	3 500				3 500	353	455	0 813	0 634	066	643	643
meo1	3 500		3 500	3 500				666	522	397	3 500	0 415	617	385

Количество принятых пакетов при обмене внутри ОГ СВС

meo2	3 500	3 500		3 500	3 500			611	689	460	1 073	2 623	1 057	379
meo3		3 500	3 500		3 500	3 500		558	448	718	602	1 052	2 508	0 809
meo4			3 500	3 500		3 500	3 500	1 143	456	585	470	508	0 276	3 500
meo5				3 500	3 500		3 500	2 885	0 708	409	618	654	101	0 952
meo6	3 500				3 500	3 500		0 635	2 688	0 751	268	698	348	502
meo7	353	666	611	558	1 143	2 885	0 635		3 500	3 500			3 500	3 500
meo8	455	522	689	448	456	0 708	2 688	3 500		3 500				3 500
meo9	0 813	397	460	718	585	409	0 751	3 500	3 500		3 500			
meo10	0 634	3 500	1 073	602	470	618	268			3 500		3 500	3 500	
meo11	066	0 415	2 623	1 052	508	654	698				3 500		3 500	3 500
meo12	643	617	1 057	2 508	0 276	101	348	3 500			3 500	3 500		3 500
meo13	643	385	379	0 809	3 500	0 952	502	3 500	3 500			3 500	3 500	
meo14	3 500	0 656	084	221	560	650	649	654	519	609	457	1 012	2 751	0 796
meo15	1 306	3 500	0 415	074	122	679	687	1 129	360	381	590	663	0 484	2 770
meo16	795	1 471	3 500	0 659	920	166	606	2 961	0 617	295	788	705	114	0 728
meo17	598	727	1 443	3 500	0 604	100	223	0 523	2 350	0 806	491	776	308	335
meo18	630	631	734	1 326	3 500	0 563	148	148	0 741	3 500	301	378	686	439
meo19	332	656	628	621	1 438	3 444	0 681	214	260	0 753	0 700	279	774	690
meo20	366	432	621	404	572	0 979	3 500	656	311	147	2 531	0 809	973	634
meo21	0 621	190	242	566	643	686	1 132	646	711	410	0 739	2 743	1 241	463
meo22	464	463	1 023	3 500	0 790	321	407	0 375	2 759	1 198	594	709	145	133



Рис. 1.20. Диаграмма количества переданных между НКА (бит в сутки)

данных

Сформированная таблица содержит результаты, полученные для межспутниковой линии НКА СВС, обладающей ограниченной 40 тыс. км дальностью и скоростью обмена 100 бит/с. У НКА ВКК предполагается на порядок лучшая информационная линия в силу большей скорости обмена и непрерывности потока МРЛ. Также данной ОГ свойственна постоянная взаимная видимость (кроме одного из НКА, номер которого свой для каждого принимающего НКА из ОГ) и отсутствие антиподных точек, что устраняет какие-либо проблемы при сборе достаточного объема информации для обработки в одном месте с целью уточнения созвездия.

1.3.2. Результаты прогнозирования движения НКА с учетом предлагаемой процедуры повышения точности

Ниже приведены примеры эволюции ошибок прогнозирования НКА, получаемых с помощью предлагаемой методики и алгоритмов, изложенных в разделе 1.2.2, в сравнении с эталонными апостериорными данными. Для начала рассмотрим ошибки прогнозирования НКА СВС на сутки вперед. Так как в соответствии с методикой при прогнозировании проводятся дополнительные процедуры определения коэффициентов используемой модели солнечного давления и уточнения начальных условий движения, ключевым является отрезок времени, предшествующий прогнозированию выполняющий И роль аппроксимируемого отрезка для сравнения интегрируемой «назад» в прошедшее время траектории и фактической (известной на борту) траектории. На рис. 1.21 показаны ошибки, получаемые после проведения данной процедуры. Старт непосредственно прогнозирования осуществляется в момент времени T = 1 день. Предшествующий ему участок с 0-го по 1-й день служит аппроксимируемым отрезком, на котором минимизируются невязки траекторий и определяются перечисленные выше параметры.



Рис. 1.21. Результаты прогнозирования движения НКА СВС с учетом аппроксимации фактического отрезка, восстановленного из апостериорных эфемерид

Заметно, что погрешность не устраняется полностью даже в условиях аппроксимации и составляет доли метра на границе суток. Однако проблема не только в несовершенстве моделей и методики прогнозирования, но и в наличии ошибок даже в апостериорной траектории. Тем не менее, благодаря всем выполняемым мероприятиям начиная с точки старта прогнозирования, ошибка остается в течение 12 часов в пределах от нескольких сантиметров до единиц дециметров (в зависимости от номера НКА и даты). Это характерно для всех НКА, не выполняющих упреждающие развороты (на рис. 1.21 представлены данные, относящиеся к НКА № 5, для которого на тот момент угол β составляет более 60°).

Погрешность прогнозирования на более длительных интервалах растет неодинаково для различных направлений – радиального, трансверсального и

бинормального. Вносящая основной вклад в ЭППД ошибка по направлению радиус-вектора растет незначительно даже в течение нескольких дней прогноза, оставаясь при этом менее 1 м(рис. 1.22 и 1.23).



Рис. 1.22. Результаты прогнозирования движения НКА СВС с учетом аппроксимации фактического отрезка, восстановленного из апостериорных эфемерид



Рис 1.23. ЭППД по результатам прогнозирования движения НКА CBC с учетом аппроксимации фактического отрезка, восстановленного из апостериорных эфемерид

Что касается НКА перспективных дополнений ГЛОНАСС, то необходимо отметить объективную сложность верификации данных прогноза с реальными данными, так как данный сегмент (ВКК) еще только проектируется. В связи с этим исследование разработанной методики прогнозирования и применяемых при этом моделей и алгоритмов выполнялось на примере аналогичных орбит КА созвездия qzss (для которых имеются эталонные данные), близких по своим параметрам к предполагаемому сегменту ВКК и со схожей подверженностью влиянию неконтролируемых факторов. Ниже изображены зависимости ошибок прогноза, полученные при использовании описанных в разделе 1.2.1 данной главы моделей и алгоритмов прогнозирования орбит НКА ГЛОНАСС, для трех различных плоскостей орбит спутников qzss.



Рис. 1.24. Прогнозирование орбит КА QZSS на интервале 8 дней с использованием разработанного ПО

-радиус-вектор — трансверсаль — бинормаль

-10.00

-15.00

-20.00

Заметно, что ошибки прогнозирования, показанные на рис. 1.24, находятся в тех же пределах, что и ошибки, обнаруженные при сравнении реальных и прогнозных орбит НКА ГЛОНАСС СВС, и составляют единицы сантиметров в течение суток и около метра в течение первых нескольких дней, что говорит о достоверности разработанных моделей и алгоритмов динамики ошибок эфемерид НКА ГЛОНАСС ВКК.

Необходимо отметить, что в отсутствие данных о реальных эфемеридах ВКК фактором являются свойства имитационных ключевым моделей. обеспечивающих построение реальной, так называемой «истинной», и бортовой траекторий в проводимых экспериментальных исследованиях. Основу различий реальные неконтролируемые факторы, должны составлять имеющие соответствующий вес, например, солнечное давление и неопределенность угловой ориентации НКА. Интегрируя уравнения движения на борту, мы располагаем данными только об опорных углах ориентации НКА, тогда как в реальности эволюция ориентации представляет собой векторный случайный процесс, характеристики которого неизвестны. В лучшем случае известны лишь диагональные элементы соответствующей матрицы ковариаций этого вектора, определяющие дисперсии ошибок ориентации. На рис. 1.25 – 1.27 представлены абсолютные значения модуля вектора ошибок прогнозирования траектории НКА ВКК № 1 и № 6, полученные путем сравнения бортовой (опорной) и «истинной» траекторий.



Рис. 1.25. Ошибки в течение одного дня



Рис. 1.26. Ошибки в течение двух дней



Рис. 1.27. Ошибки в течение восьми дней

Заметим, что применительно к сегменту ВКК не наблюдаются столь явные колебания ошибок, и это объясняется большими высотами орбит, а также несовершенством математической модели системы ориентации, в то время как применительно к сегменту СВС она представлена на уровне фактической реализации. Кроме того, заметно, что получаемый уровень ошибок в абсолютных значениях соответствует уровню, полученному в проведенных экспериментах по прогнозированию траекторий движения КА qzss, описанных выше. Таким образом, можно полагать, что на рассмотренные выше модели динамики ошибок прогнозирования орбит ВКК можно опираться при решении поставленных в данной работе задач.

1.3.3. Результаты уточнения эфемерид НКА

Рассмотрим различные сценарии уточнения эфемерид НКА на основе обработки межспутниковых измерений: отдельно СВС и совместную работу СВС и ВКК. Для начала необходимо отметить, что получаемые результаты существенно зависят от настройки технологического цикла, в частности от шага накопления измерений, их общего количества, обрабатываемого одномоментно, от выбранного НКА, параметры которого не уточняются. В связи с невозможностью показать все варианты развития экспериментальных исследований далее будут приведены только типовые зависимости с наиболее характерными результатами.

Для начала взглянем на результаты уточнения эфемерид внутри ОГ СВС. Ниже приведены зависимости для восьми дней.





ГЛОНАСС в условиях отсутствия загрузки ЭВИ и обработки МСИ

Заметно, что в сравнении с прогнозом (рис. 1.28) точность улучшена почти в два раза, и чем дольше интервал, тем более существенно это заметно. ЭППД в течение восьми дней остается менее одного метра, что сопоставимо с текущим уровнем SISRE в условиях ежедневной загрузки новой ЭВИ. В течение суток уровень ЭППД за счет ошибок эфемерид сохраняется в диапазоне до 20 см для всех НКА ОГ. Необходимо отметить, что удержание ошибки в ЭППД каждого из основных факторов (эфемериды, ПВЗ, часы) на уровне 20 см (0,95) позволит получить лучший показатель SISRE среди ГНСС (с итоговым значением в области 30–40 см). Иными словами, реализация данной процедуры видится весьма перспективной.

Отдельный интерес представляет собой поведение данной ошибки в течение длительного интервала функционирования ОГ на основе предлагаемых процедур без загрузки данных с Земли. Само собой разумеется, за этот период трассы орбит многократно повторяют друг друга, однако меняются области затенения и срабатывают условия проведения разворотов для некоторых НКА, значительно ухудшая результаты. На рис. 1.29 отражены получаемые в таких условиях зависимости.



Рис. 1.29. Ошибки оценок эфемерид в ИСК и соответствующая им ЭППД для всех аппаратов средневысотного сегмента ГЛОНАСС

На рис. 1.29 заметна отдельно эволюционирующая кривая, состоящая из множества зависимостей ошибок оценок, принадлежащих НКА одной орбитальной плоскости, что обусловлено спецификой процесса оценивания. Так, ошибка по данным НКА существенно ниже, чем по другим (рис. 1.30).



Рис. 1.30. Ошибки оценок эфемерид в ИСК и соответствующая им ЭППД для НКА ОГ СВС ГЛОНАСС в условиях обработки МСИ

Рассмотрим теперь вариант совместного уточнения ОГ СВС и ВКК. Заметно, что комплексное уточнение позволяет увеличить точность в два раза в сравнении с вариантом использования бортовых радиотехнических средств только для СВС. Так, ЭППД за счет эфемерид уменьшилась и остается на уровне 0,1 м в течение суток (рис. 1.31). При этом на интервалах 8 и 90 дней показатели также ожидаемо лучше – 0,1 м против 1 м для ОГ СВС и 0,4 м против 3,5 м для ОГ СВС соответственно (рис. 1.32, 1.33).

Необходимо отметить, что результаты с привлечением НКА ВКК существенно лучше, чем демонстрируемые на примере СВС. Конечно, при работе с реальными орбитами (в отличие от СВС, здесь используется не реальная, а модельная орбита, хоть и верифицированная с аналогичными НКА,

см. главу 1.2) и реальными неконтролируемыми факторами ситуация может несколько измениться, однако значительное удаление от Земли и суточный период вселяют надежду на большую стабильность орбит и возможность получения все-таки более точных результатов, чем с СВС отдельно.



Рис. 1.31. Ошибки оценок эфемерид в ИСК и соответствующая им ЭППД для всех НКА средневысотной и высокоорбитальной группировок ГЛОНАСС в условиях обработки МСИ в течение суток



Рис. 1.32. Ошибки оценок эфемерид в ИСК и соответствующая им ЭППД для всех НКА средневысотной и высокоорбитальной группировок ГЛОНАСС в условиях обработки МСИ в течение 8 дней



Рис. 1.33. Ошибки оценок эфемерид в ИСК и соответствующая им ЭППД для НКА ОГ СВС и ВКК ГЛОНАСС
1.4. Заключение к главе 1

В данной главе поставлены и формализованы задачи, решение которых необходимо для реализации перспективного технологического цикла функционирования НКА из состава ОГ ГЛОНАСС. Предполагаемый цикл должен включать процедуры:

- прогнозирования движения НКА с учетом отобранных математических моделей и алгоритмов;
- улучшения точности прогноза на основе модельных и эмпирических данных;
- организации процессов планирования, сбора, передачи и обработки межспутниковых измерений в интересах получения оценок эфемерид НКА повышенной точности.

Для решения прогнозирования сформирован перечень задачи современных математических моделей и методов, позволяющих вычислять траектории движения КА в околоземном пространстве с учетом такой детализации, при которой можно избежать увеличения вычислительной сложности, не сопровождаемого повышением точности прогноза. Для повышения получаемой точности прогнозирования орбит НКА, в которой все равно остаются случайные ошибки, вызванные рядом неконтролируемых факторов, разработана методика, основанная на использовании апостериорных данных. При реализации такой методики путем их аппроксимации и расчета коэффициентов полуэмпирической модели были достигнуты улучшенные характеристики точности вычисления орбит НКА на борту.

Для реализации процедур уточнения эфемерид на основе обработки межспутниковых измерений была формализована задача, включающая в себя: определение возможностей по планированию и организации сеансов проведения межспутниковых измерений с учетом особенностей движения ОГ и характеристик аппаратных средств; разработку моделей под различные аппаратные средства формирования измерений; анализ возможностей передачи данных и организации процедуры обработки измерений с учетом различных ее вариантов; тестирование различных реализаций алгоритмов оптимальной фильтрации измерений с целью получения наибольшей точности оценок эфемерид НКА.

Таким образом, в данной главе рассмотрены концепция и алгоритмические основы реализации на борту современных и перспективных НКА ГЛОНАСС новых технологических циклов, обеспечивающих уточнение эфемерид в различных режимах функционирования орбитальных группировок. Показано, применяемого настоящий момент что, В отличие от В подхода К прогнозированию орбит НКА ГЛОНАСС, на борту достигается существенно большая точность не только в течение суток, но и на длительных интервалах функционирования ОГ без загрузки данных с НКУ. В частности, в режиме между закладками ЭППД за счет ошибок эфемерид в ИСК уменьшается до 0,2 м, на интервале до 8 суток она остается в пределах 1 м, что сопоставимо с достигнутым на текущий момент уровнем ошибок в условиях регулярного обновления ЭВИ. Совместное уточнение НКА ГЛОНАСС СВС и ВКК позволяет уменьшить ЭППД до 0,12 м при сохранении этого значения не только в течение суток, но и даже в течение недели. Полученные результаты закрывают потребность в снижении одной из основных составляющих SISRE и могут быть дополнены другими технологиями, парирующими технологическими циклами И прочие неконтролируемые факторы.

ГЛАВА 2. РАЗВИВАЕМАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ И УТОЧНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ НА БОРТУ НКА

2.1. Постановка задачи. Обсуждение проблемы

Как известно, основное целевое назначение ГНСС состоит в решении навигационной задачи потребителя на основе получаемых сигналов НКА. При этом фактически потребитель на основе сигналов формирует измерения, а из состава передаваемой в сигналах информации извлекает эфемериды НКА, представленные в связанной с Землей системе координат (речь прежде всего о режиме standalone, а также о других абсолютных и относительных режимах, где необходимая эфемеридно-временная информация о спутнике извлекается именно из кадра). Таким образом, при эксплуатации ГНСС требуется обеспечивать на борту НКА наличие упомянутых выше эфемерид, что приводит к необходимости постоянного решения задачи по формированию траектории с последующим переводом эфемерид НКА из инерциальной СК (например, GCRS) в земную систему координат (ПЗ90, WGS84, ITRF, CGCS2000). Такой перевод включает несколько этапов [26], первый из которых учитывает прецессию и нутацию земной оси вращения в соответствии с общепринятыми известными моделями, генерирующими координаты среднего полюса Земли. Второй этап компенсирует суточное вращение Земли вокруг своей оси (проходящей через средний полюс) с учетом средней угловой скорости ее вращения за период с эпохи J2000 до текущих даты и времени. Наконец, третий этап необходим для компенсации изменения параметров вращения Земли, таких как координаты мгновенного полюса Земли относительно его среднего значения (x_p, y_p), а также неравномерность вращения, выражающаяся в различной длительности суток и приводящая к рассогласованию между шкалой Всемирного времени UT1 и координированной шкалой UTC. Первый и второй этапы (переводы) вне зависимости от деталей их реализации, исторически неоднократно менявшихся [28. 341. полностью детерминированы. Иными словами, параметры, необходимые для реализации первого и второго переводов, определяются на любой период времени с очень высокой точностью по известным соотношениям

с использованием ресурсоемких вычислений. Параметры, необходимые для реализации третьего перевода, являются неопределенными в силу своей объективно плохо предсказываемой эволюции. В результате возникает перманентная потребность в определении параметров вращения Земли с необходимой для использования в геодезических и навигационных приложениях точностью. В настоящий момент эта задача решается с помощью наземной инфраструктуры путем обработки массивов измерений, полученных с радиоинтерферометров co сверхдлинной базой, a также с других вспомогательных систем (оптических, доплеровских, ГНСС). Подобная процедура реализуется с привлечением весьма сложных технологий и значительного количества аппаратных, интеллектуальных И временных ресурсов, в большей степени к ней имеют отношение ГСВЧ, ИПА РАН, ВНИИФИТРИ, ИАЦ КВНО, СВОЭВП. При этом возникает существенная задержка в формировании данных об истинной эволюции ПВЗ, за которой следует задержка, вызванная необходимостью сформировать наземные и бортовые ряды значений ПВЗ, которые впоследствии будут использованы в других системах, в нашем случае – загружаться на борт НКА ГЛОНАСС, что также происходит с некоторой процедурной задержкой.

Таким образом, при решении задачи определения эфемерид НКА в связанной с Землей системой координат существует неустранимая системная проблема, обусловленная сложностью и длительностью подготовки и поставки внешних высокоточных данных об эволюции ПВЗ. Следовательно, улучшение показателя SISRE в штатном режиме, а также обеспечение функционирования НКА ГЛОНАСС в режиме без контролируемой загрузки данных с НКУ препятствием виде необходимости формировать сталкиваются С В альтернативным образом данные о смещении полюса и длительности суток. Избежать этих препятствий предлагается путем создания соответствующего технологического цикла, обеспечивающего обработку измерений между НКА и автономными наземными станциями в интересах определения ПВЗ на борту НКА. В основе данной идеи лежит изменение расстояния между спутником и точкой на поверхности Земли вследствие смещения оси ее вращения и отклонения угловой скорости этого вращения от среднего значения (рис. 2.1).



Рис. 2.1. Иллюстрация смещения мгновенного полюса

Такое отклонение (невязка) предполагаемой дальности между НКА и точкой поверхности Земли на ОТ реальной дальности может быть соответствующим образом формализовано, обработано и использовано для преобразования в оценки параметров вращения Земли. С учетом сказанного, в В рамках данной работы интересах поставленной задачи улучшения характеристик ГЛОНАСС возникают следующие задачи по формированию на борту НКА следующих процедур:

прогнозирования эволюции ПВЗ для формирования опорного ряда ПВЗ на борту НКА с максимально возможной точностью прогноза;

– обработки измерений до наземных станций в интересах уточнения ПВЗ на любых временных интервалах отсутствия геодинамических данных.

Обе процедуры должны быть реализованы в составе нового технологического цикла, выполняемого на борту НКА по определенным заранее алгоритмам. Задача непрерывного формирования рядов ПВЗ, полученных путем прогнозирования их эволюции, должна решаться с учетом имеющейся на борту информации и специальной модели, предназначенной для описания их эволюции. При этом уточнение текущих значений ПВЗ на основе обработки измерений до наземных станций должно опираться на точные сведения об эфемеридах НКА в инерциальной системе координат.

Анализ потенциальных возможностей и достигнутой глубины интеграции ГНСС-инструментов в процессы определения геофизических и геодинамических параметров показывает, что эти инструменты являются наиболее универсальными и способными оценивать максимально широкий набор параметров, опережая РСДБ, DORIS, SLR, LLR, non-GNSS Altimetry [43]. Единственное, в чем не могут помочь ГНСС-технологии, – формирование абсолютного времени UT1 и ориентации небесной системы координат, что целиком является прерогативой РСДБ-технологий, но в рамках развиваемой информационной технологии это и не требуется.

2.2. Обсуждение и анализ проблемы прогнозирования ПВЗ

Проведем анализ сформулированной выше задачи прогнозирования ПВЗ на борту НКА с целью выбора способа прогнозирования, применяемых моделей, состава исходных данных, учета ограничений и «настройки» разработанных методики и процедур прогнозирования. Рассмотрим сначала задачу прогнозирования ПВЗ в контексте современной ситуации.

В настоящий момент в мире используются несколько различных технологий менее точного оперативного и высокоточного, но долговременного определения ПВЗ в интересах решения различных задач навигации, геодезии и астродинамики. Как правило, все эти технологии основаны на обработке больших массивов астрономических радиоизмерений, полученных с использованием разветвленной сети средств наземной инфраструктуры путем наблюдения за небесными источниками (ИСЗ и/или небесные тела). За получение подобных измерений отвечает служба, за которой закреплены специальное оборудование, инфраструктура и соответствующая функция. В нашей стране подобной работой занимается сразу ряд организаций, упомянутых выше. Наиболее известна за границей Международная служба вращения Земли (MCB3, International Earth Rotation Service, IERS). Кроме того, существуют и другие сервисы определения ПВЗ (табл. 2.1).

Международная		Способ определения	Официальный сайт
служба		актуальных ПВЗ	
		(технология)	
International	VLBI	VLBI	https://ivscc.gsfc.nasa.gov
Service (IVS)			/
International	Laser	SLR, LLR	https://ilrs.cddis.eosdis.na
Ranging	Service		sa.gov/
(ILRS)			
International	GNSS	ГНСС-наблюдения	http://www.igs.org
Service (IGS)			

Службы, реализующие сбор данных в интересах уточнения ПВЗ

МСВЗ пользуется данными, предоставляемыми названными выше техническими автономными независимыми службами, и основной задачей ее является интеграция получаемых данных, т.е. совместная обработка всех имеющихся измерений в интересах получения полной информации об актуальных эволюциях ПВЗ с целью последующего предоставления этой информации потенциальным потребителям, в том числе через открытый доступ в Интернете на официальном сайте iers.org. Для этого MCB3 применяет различные технологии обработки получаемых данных о ПВЗ. Алгоритм формирования рекомендуемых МСВЗ для использования в навигационных и C04 приложениях регулярных бюллетеней EOP геодезических с окончательными данными о ПВЗ описан пошагово в [44]. Кроме МСВЗ, регулярную публикацию данных о текущем состоянии, предыстории и прогнозировании ПВЗ также осуществляют Институт прикладной астрономии (ИПА РАН), NGA (Национальное агентство геопространственной разведки) США и USNO (Военно-морская обсерватория США) США, а также частично NASA (National Aeronautics and Space Administration), СВОЭВП (а ныне – СВОЭВИ) ГЛОНАСС (Система высокоточного определения эфемеридновременных поправок/информации). Bce перечисленные организации

предоставляют данные о ПВЗ после их подготовки с точностью, составляющей сотые доли mas, что в пересчете на SISRE приводит к наличию ошибки менее одного миллиметра. Однако такие данные появляются с задержкой, в то время как для реализации развиваемой концепции на борту НКА необходимо наличие соответствующих данных в составе оперативной и прогнозной информации. Таким образом, процедуры определения фактических значений рядов ПВЗ по существу известны полностью, в то время как алгоритмы прогнозирования ПВЗ имеют значительное количество вариантов, прежде всего вследствие отсутствия безальтернативного эталона, который можно было бы считать самым точным, надежным и рациональным решением такой задачи на борту в условиях отсутствия поддержки от штатной наземной инфраструктуры и специалистов. Эталонными при этом можно считать прогнозы, выполняемые ИПА РАН либо МСВЗ. Ввиду того что МСВЗ исторически начала их выполнять раньше всех, а также в связи со значительным количеством публикуемых данных на известном портале, доступном в своде для всего (с середины прошлого века) исторического интервала [45], отработка описанных далее процедур будет производиться с помощью соответствующих бюллетеней СО4. Их выбор – исключительно локальное удобство, так как при идентичной точности используемых оценок выбор источника ряда ПВЗ не принципиален.

В своих работах по предсказанию значений ПВЗ МСВЗ использует геофизические прогнозы и собственные алгоритмы прогнозирования. Для оценки UT1 используется комбинация авторегрессионной AR-модели и сформированный собственным метеорологическим подразделением GGFC Атмосферный угловой момент (AAM). Для полярного движения используется AR-модель, коэффициенты которой определяются методом наименьших квадратов [46]. При этом для сформированных значений прогноза ПВЗ МСВЗ гарантирует точность, указанную в табл. 2.2.3десь данные *x_p*, *y_p* представлены в угловых секундах (").

1	1	1	1	
Прогнозируемые	10 дней	20 дней	30 дней	40 дней
параметры				
$x_p, y_p (")$	0,004	0,007	0,010	0,013
UT1-UTC (sec)	0,0014	0,0024	0,0032	0,004

Гарантированная МСВЗ точность прогнозирования ПВЗ

Так как бюллетени А характеризуются минимальной задержкой представления, их точность в некоторой степени является примером потенциальных возможностей применения таких данных на борту при решении задачи прогноза эфемерид в ЗСК. На рис. 2.2 представлены зависимости точности прогноза, полученного статистически на основе бюллетеней А, в сравнении с появляющимися впоследствии финальными данными С04, для различных интервалов времени.





Итоговая ЭППД (часть SISRE), обусловленная вкладом погрешностей прогнозных значений ПВЗ, которые бы импортировались из бюллетеней А в качестве готовых значений для использования на борту НКА ГЛОНАСС

(каждый бюллетень содержит данные прогноза на год вперед), представлена на рис. 2.3. Рассмотрен интервал в 90 дней.



Рис. 2.3. ЭППД потребителя

Зависимости, представленные на рис. 2.2, 2.3, показывают, что даже в лучшем случае (т.е. при использовании самых точных прогнозов) через несколько месяцев ошибка SISRE из-за незнания истинной эволюции ПВЗ имеет декаметровый порядок. Тем не менее в первые дни ошибка прогнозирования остается в удовлетворительных по современным меркам SISRE пределах, т.е. менее одного метра. Таким образом, прогноз ПВЗ на борту в условиях отсутствия данных и в перерывах между загрузками является оправданным. Необходимо отметить, что отечественные данные и модели загружаемых на борт ПВЗ имеют схожий порядок точности, то есть удовлетворительны в течение дня, но на длительном отрезке прогноза не обеспечивают сохранения ЭППД даже менее 1 м.

Обсудим далее идею подбора модели для представления ПВЗ, на основе которой будет составляться прогноз на борту НКА. Заметим, что используемая МСВЗ модель для расчёта ПВЗ отсутствует в свободном доступе. Тем не менее в каждом бюллетене А приводятся следующие соотношения:

$$x_p = a + b \cdot \cos(A) + c \cdot \cos(A) - d \cdot \cos(C) - e \cdot \sin(C),$$

$$y_p = f + g \cdot \cos(A) + h \cdot \cos(A) - i \cdot \cos(C) - j \cdot \sin(C),$$
(2.1)

$$UT1 - UTC = k - l \cdot (MJD - m) - (UT2 - UT1),$$
$$UT2 - UT1 = n \cdot \sin(2\pi * T) - o \cdot \cos(2\pi * T) - p \cdot \sin(4\pi \cdot T) + q \cdot \cos(4\pi \cdot T),$$

где a, b, c, d, e, f, g, h, i, j, k, l, m, n. o, p, q – коэффициенты, предоставляемые IERS (обновляются ежедневно), MJD – модифицированная юлианская дата дня, на MJD = Julian Date - 2400000.5, который необходим прогноз: $A = 2\pi \cdot (MJD - 58633)/365.25$, $C = 2\pi \cdot (MJD - 58633)/435$, T – время В долях Бесселианского года. Представленные соотношения не воспроизводят в полной собственных мере характеристики прогнозов MCB3 И поэтому не рекомендуются для использования на коротких интервалах времени, но пригодны для расширения прогнозов за их пределы (12+ месяцев). Служба USNO, взаимодействующая с IERS в данной предметной области, также не раскрывает вид используемых соотношений. При этом бюллетени А служб USNO и IERS ничем не отличаются друг от друга, что говорит об использовании идентичных методик и моделей [44]. Файлы прогноза ПВЗ NGA (EOPP) представляют собой текстовые файлы с именем eoppyddd.txt, где ddd – порядковый номер дня необходимого года (у). Значения ПВЗ приведены в файлах после коэффициентов. Используемые службой функции для расчёта ПВЗ имеют канонический гармонический вид:

$$\begin{aligned} x_{p} &= A + B(T - T_{a}) + \sum_{n=1}^{2} C_{n} \cdot \sin\left(\frac{2\pi(T - T_{a})}{P_{n}}\right) + \sum_{n=1}^{2} D_{n} \cdot \cos\left(\frac{2\pi(T - T_{a})}{P_{n}}\right), \\ y_{p} &= E + F(T - T_{a}) + \sum_{n=1}^{2} G_{n} \cdot \sin\left(\frac{2\pi(T - T_{a})}{Q_{n}}\right) + \sum_{n=1}^{2} H_{n} \cdot \cos\left(\frac{2\pi(T - T_{a})}{Q_{n}}\right), \\ UT1 - UTC &= I + J(T - T_{b}) + \sum_{n=3}^{4} K_{n} \cdot \sin\left(\frac{2\pi(T - T_{b})}{R_{n}}\right) + \sum_{n=4}^{4} L_{n} \cdot \cos\left(\frac{2\pi(T - T_{b})}{R_{n}}\right), \end{aligned}$$
(2.2)

где $A, B, C_n, D_n, E, F, G_n, H_n, I, J, K_n, L_n, R_1, R_2, T_a, T_b$ – коэффициенты, предоставляемые NGA (обновляются еженедельно); T – дата, на которую необходим прогноз (JD, MJD, DT); P_1, Q_1, R_3 – длительность сидерического года; P_2, Q_2 – Чандлеровский цикл; R_4 – полугодовой цикл.

В настоящий момент константы К и L под номерами 1 и 2 (лунный и полулунный циклы) в методических рекомендациях NGA обнуляются (так делается с 2005 года), и вместо них рассчитываются соответствующие моделям зональных приливов значения. Однако, как показали результаты [48], использование расчётных значений вместо оценки коэффициентов К и L в представленном ряду приводит к более существенным ошибкам прогноза, поэтому данные коэффициенты также рекомендуется определять в процессе исследований. В пользу такой реализации говорят два факта. Во-первых, отсутствует необходимость привлечения апостериорных данных при проведении подбора оптимального интервала аппроксимации в вычислении лунно-солнечных рядов. Во-вторых, модель (2.2) соответствует спектру LOD (рис. 2.2). Как известно, DUT является интегралом LOD, поэтому, как видно на рис. 2.4, спектральный анализ временной зависимости LOD подтверждает наличие тех же циклов, что используются в соотношении (2.2) для описания неравномерности вращения Земли, а именно: годового, полугодового, лунного и полулунного циклов.



Рис. 2.4. Амплитуды гармоник ряда Фурье, построенного по временному ряду длины для LOD, в зависимости от периода в сутках

Для использования функций NGA необходимо восстановить зональные приливы [47], а также применить суточные и полусуточные поправки приливов к полярному движению и UT1-UTC. Для своих прогнозов NGA гарантирует отклонение от окончательных бюллетеней MCB3 около 0,003" за неделю для координат полюса и 0,8 msec для UT1-UTC [49].

Вид используемых полиномиальных моделей в ГЛОНАСС в целом близок к (2.2), но имеет некоторые отличия. Чтобы не повторяться далее и не загромождать повествование формулами, отметим только их. Во-первых, варианты представления полинома в ГЛОНАСС включают «наземный» и «бортовой» форматы. Нас интересует прежде всего анализ бортового варианта и получаемых с его использованием характеристик. Данный вариант, в отличие от (2.2), содержит несколько иной состав гармоник, их больше в уравнениях для координат полюса и намного больше в уравнении для неравномерности вращения. При этом для DUT часть из них является определяемой путем аппроксимации, а другая часть – вычисляемой на основе детерминированных рядов, составляющие которой — это параметры модели лунно-солнечного воздействия. То есть с точки зрения вычислительных ресурсов затрат данная модель более сложна, что является недостатком. Кроме того, в применяемой с этой моделью соответствующей процедуре для аппроксимации принят, как правило, постоянный интервал количества дней, по которым обрабатываются финальные данные в интересах уточнения коэффициентов полиномов, что также не позволяет считать этот выбор наилучшим в смысле точности.

Анализ принятых в настоящее время соотношений моделей для прогнозирования эволюции ПВЗ приводит к выводу, что большинство из них, несмотря на применение в последние десятилетия новых способов прогнозирования (нейросетевых подходов, авторегрессий, интерполяций и комбинированных сценариев и т.д.), основано на традиционном представлении аппроксимирующей эволюцию ПВЗ функции в виде гармонического полинома, состоящего из нескольких слагаемых. Данный факт объясняется, во-первых, тем, что в стабильной сходимости и точности альтернативных методов нет

121

уверенности, а во-вторых, тем, что это наиболее близкое к физической природе явления – суточного вращения Земли – формальное описание, сложившееся в результате многолетних наблюдений эволюции ПВЗ. Данный подход, как основа, применен и в ГЛОНАСС. В результате в настоящем исследовании автор посчитал целесообразным выбрать группу канонических полиномиальных моделей прогнозирования, состоящих из набора гармоник, и сравнить различные варианты его представления и использования, отработав данную модель на длительном историческом интервале наблюдения, что позволило получить исчерпывающую статистику.

Для используемых в настоящее время моделей наиболее часто применяемым методом вычисления значений параметров (коэффициентов при гармониках) является МНК в силу своей простоты и универсальности. Кроме того, он может быть дополнен различными процедурами, например, авторегрессией. Способствует использованию МНК в данной задаче отсутствие необходимости убирать смещенность в формируемых оценках рядов ПВЗ, которые представлены обсуждаемыми полиномами, так как в них нет систематической погрешности (кроме внутрисуточной для модели NGA, которой можно пренебречь в задаче прогнозирования на месяцы вперед).

Перечислим теперь частные задачи, которые необходимо решить на основе использования выбранных моделей представления эволюции ПВЗ в интересах повышения точности эфемерид НКА:

 – разработка методики и процедур построения прогнозных рядов ПВЗ с использованием различных моделей эволюции ПВЗ в виде полиномов, доступных апостериорных данных и процедуры аппроксимации на основе метода наименьших квадратов;

– разработка методики формирования оценок точности прогнозирования рядов ПВЗ, получаемых с помощью созданных процедур с учетом настройки их различных ключевых параметров отработки, на основе сравнения с эталонными данными, извлекаемыми из бюллетеней С04;

– анализ точностных характеристик сформированных прогнозных рядов

ПВЗ, получаемых при различных параметрах отработки процедур прогнозирования на доступном историческом интервале;

 сравнение результатов использования полиномов различных видов (в том числе с усеченной линейной версией) с целью выбора наиболее удачных в плане сохранения точности прогноза на длительном историческом интервале;

 – выбор вида полинома (из перечисленных выше), коэффициенты которого будут определяться с помощью МНК и апостериорных данных с целью получения максимальной точности прогноза;

– выбор длины интервала аппроксимации данных, который потенциально будет использоваться на борту в процедурах прогнозирования эволюции ПВЗ;

 – разработка программного обеспечения, реализующего перечисленные выше методики и процедуры;

– анализ точностных характеристик прогнозирования эволюции ПВЗ и оценка соответствующего этому прогнозу значения ЭППД с точки зрения использования в ГЛОНАСС;

– анализ эффективности разработанного подхода в сравнении с альтернативными сценариями, реализуемыми на основе использования крайних версий загруженных на борт готовых коэффициентов полиномов либо готовых рядов спрогнозированных ПВЗ.

Решение перечисленных выше задач обсуждается в разделе 2.4.

2.3. Методика, алгоритмы и результаты прогнозирования ПВЗ. Оптимизация разработанных процедур

Базовым подходом к размножению ПВЗ в ГЛОНАСС на будущие интервалы времени на основе имеющихся данных служит применение приведенного в разделе 2.2 соотношения (2.2) и постоянного значения интервала аппроксимации (см. раздел 2.2). Необходимо отметить, что сам прогноз выполняется на Земле, а на борт загружается набор коэффициентов. Получается, что один набор соответствует одному значению аппроксимационного интервала и конкретному полиному. Однако, как будет показано далее, выбор постоянного интервала не позволяет оптимизировать точность прогнозирования независимо от выбранной модели полинома, описывающего эволюцию ПВЗ. Забегая вперед, предположение, что оптимальный с точки зрения точности выскажем получаемого прогноза выбор длины аппроксимируемого интервала существенно зависит от требуемой длины отрезка прогнозирования и должен производиться в каждом конкретном случае обособленно, иными словами, формировать под каждый случай свой набор коэффициентов полиномов, что противоречит текущей схеме процесса. Ниже приведены оценки точности прогнозирования ПВЗ на интервале 10 лет (с 2008 по 2019 г.) по уровню вероятности 0,95, полученных в ранних исследованиях [48], в которых была проведена отработка моделей и алгоритмов из раздела 2.2. Для формирования оценок точностных характеристик прогнозирования ПВЗ на основе имеющихся данных об их истинных значениях была проведена процедура многоступенчатого вычисления, включающая обработку значений ПВЗ, представленных в окончательных бюллетенях С04, путем их аппроксимации методом наименьших квадратов с последующим формированием коэффициентов моделей полиномов. Параметры (настройки) проведенных вычислений представлены в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Исходные данные	Диапазон значений
Объем обрабатываемых данных	Все бюллетени С04,
	сформированные за период 20 лет
	(с 2002 г. по начало 2022 г.)
Интервал прогнозирования	5, 10, 15, 20, 30, 60, 90
(экстраполяции), дней	
Длина интервала, на котором	30, 60, 90, 180, 365, 430, 730
производится аппроксимация оценок	
ПВЗ с использованием МНК, дней	
Анализируемые характеристик	МО, СКО, максимальная ошибка,
получаемых оценок точности прогноза	минимальная ошибка, ошибка по
ПВЗ	уровню вероятности 0,95

Исходные данные для анализа точности прогнозирования ПВЗ

Обрабатывае	емые МНК	оценки	ΠВЗ,	на	Окончательные	значения	x _p ,	y _p ,
основе	которых	форм	иирую	тся	DDUT			
полиномы (1.2)							

Согласно методике проведения вычислений повторялись следующие шаги путем перебора представленных в табл. 2.3 исходных данных (настроек эксперимента):

- выбор интервала интерполяции финальных данных ПВЗ;
- аппроксимация значений ПВЗ из бюллетеней МСВЗ с помощью моделей из соотношения (2.2) и МНК;
- выбор интервала экстраполяции (требуемой длительности прогнозирования);
- прогноз эволюции ПВЗ и сравнение его с истинными финальными данными ПВЗ;
- оценка точностных характеристик прогноза на конкретном временном отрезке прогнозирования.

Процедура определения ошибки прогнозирования ПВЗ для уровня доверительной вероятности 0,95 включала следующие этапы:

- на всем интервале в несколько лет каждые сутки рассчитывалась по предыстории модель ПВЗ (с помощью МНК уточнялись коэффициенты полиномов);
- на основе полученных коэффициентов модели прогнозировалась эволюция каждого из ПВЗ на интервалы времени из табл. 2.3; при этом прогнозные значения сравнивались с финальными значениями ПВЗ и на каждой итерации прогноза фиксировалось максимальное по модулю значение полученной ошибки с целью формирования выборки максимальных значений ошибки для интервала прогноза из табл. 2.3;
- все полученные значения максимальных ошибок на интервале прогноза (на каждые сутки, то есть 3652 реализации для 10-летнего

интервала) записывались в порядке возрастания максимальной по модулю ошибки прогноза, и затем 5 % крайних значений отсекались. Схематично описанная методика получения оценок точности прогнозирования ПВЗ и определения оптимальных интервалов аппроксимации, которая предполагает проведение цикла вычислений скользящим окном [48], представлена на рис 2.5.





ПВЗ на основе использования скользящего окна

Поясним обозначения на рис. 2.5. Скользящее окно «движется» вдоль массива апостериорных значений ПВЗ, извлекаемых для обработки с помощью МНК и получения коэффициентов полиномов. При этом оказалось, что с точки зрения точности прогноза интервал аппроксимации следует подбирать оптимальным под каждый номер дня прогноза, а ширина скользящего окна должна варьироваться в пределах от ширины с начальной выборкой значений ПВЗ (самое короткое из рассматриваемых окон) до финальной ширины (наиболее длительной выборки для обработки МНК). Точки начала и окончания скользящего окна определяют исследуемый исторический интервал ПВЗ. Необходимо отметить, что конец плавающего окна не должен «заходить» за последний день, доступный в бюллетене С04.

Помимо исследования интервала длиной более чем в 20 лет (п. 1), рассматривались также величины получаемых ошибок прогноза по выборке

интервалов для каждого года отдельно за период 2009–2018 гг. Получившаяся зависимость ошибки прогнозирования DUT при уровне доверительной вероятности 0,95 для каждого года отражена на рис. 2.6.



Рис. 2.6. Ошибки прогнозирования DUTDUT в зависимости от выбранного интервала аппроксимации по годам

Из анализа рис. 2.6 следует, что при фиксированном значении интервала аппроксимации (1 год) точность прогноза может меняться в зависимости от номера года до двух раз. Использование изложенной выше методики повышения точности позволило получить значения ошибок прогнозной эволюции x_p , y_p и (mas) и DUT (ms) (табл. 2.4) для выбранного метода аппроксимации (одноитерационный MHK).

Таблица 2.4

Значения оценок эволюции *x_p*, *y_p* и (mas) и DUT (ms) при уровне доверительной вероятности 0,95 для проведенных исследований на 10-летнем

	Интервал прогноза	5	10	15	20	30	60	90
	(дни)							
x _p	Минимальное	5,3	11,3	16,9	22,3	32	46	54
	значение на классе							

отрезке

	аппроксимируемых							
	функций							
x_p	Вид функции /	л/2	л/2-	л/6-16	л/7-14	п/680-	п/660-	п/735-
	интервал		8			705	680	749
	аппроксимации							
<i>y</i> _p	Минимальное	3,8	7,2	11,3	15,7	26,5	45	55
	значение на классе							
	аппроксимируемых							
	функций							
y_p	Вид функции /	л/2-	л/6-	л/8-11	л/10-	л/6-11	п/665-	п/665-
	интервал	3	9		11		686	686
	аппроксимации							
DUT	Минимальное	2,4	5,9	8,6	11	14	25	38
	значение на классе							
	аппроксимируемых							
	функций							
DUT	Вид функции /	л/2	л/2	л/2-3	л/11-	п/310-	п/315-	п/300-
	интервал			или	26	325	329	320
	аппроксимации			п/315-	или			
				330	п/300-			
					320			

Символ «л» в табл. 2.5 означает предпочтительное использование линейной зависимости для аппроксимации, «п» – полиномиальной (в соответствии с разделом 2.2). Количество дней, обозначенное как «/», необходимо использовать С целью минимизации ошибки прогноза на Приведенные конкретном временном интервале. значения параметров процедуры прогнозирования были получены при исследовании интервала эволюции ПВЗ с 2009 по 2019 г. и являлись оптимальными с точки зрения точности на тот момент с учетом выбора вида функции, интервала аппроксимации для каждого из ПВЗ и интервала прогнозирования.

Очевидно, что могут возникнуть опасения, что определенные на фиксированном ретроспективном временном отрезке оптимальные значения длины аппроксимируемых интервалов могут не быть наиболее точными для других временных отрезков. Следовательно, полученные ранее оптимальные значения должны быть заново верифицированы. Автором в рамках проводимой коллективной НИР был исследован интервал с 2008 по начало 2019 г., когда ускорение вращения Земли, изменившее кардинально тренд длины суток и DUT, стало оказывать заметный эффект ближе к концу исследуемого периода. Таким образом, в рамках дополнительного исследования автором, во-первых, была показана пригодность развиваемого подхода для получения гарантированной точности прогнозирования ПВЗ на основе полученных ранее данных для 2019–2022 интервала ΓГ. И, во-вторых, проведен анализ точности прогнозирования на удвоенном ретроспективном отрезке с 2002 по 2022 г.

Сказанное приводит к выводу, что в интересах проверки корректности и всестороннего совершенствования одного компонентов развиваемой ИЗ информационной технологии, отвечающей за прогнозирование ПВЗ, актуальной задачей является регулярная (не реже раза в год) проверка состоятельности подхода в целом и рассчитанных параметров оптимизации интервалов аппроксимации в частности, а также анализ точностных характеристик прогноза применительно к выбранным видам аппроксимируемых функций для различных моделей и длин отрезков аппроксимации на произвольных временных интервалах, в том числе с «аномальным» поведением ПВЗ. Для того чтобы задачу, была разработана соответствующая методика, решить данную включавшая следующие действия:

- выбор моделей для аппроксимации рядов ПВЗ;
- итеративный перебор используемых для аппроксимации ПВЗ моделей;
- перебор значений длины интервалов аппроксимации и интервалов прогнозирования;
- оценку коэффициентов полиномов на основе использования метода

наименьших квадратов (МНК) и доступных апостериорных данных;

- построение прогнозных рядов ПВЗ для различных длин интервалов прогнозирования;
- оценку точности прогнозируемых значений ПВЗ, проводимую путем сравнения полученных с использованием ПО прогнозных рядов ПВЗ и апостериорных данных долговременных рядов ПВЗ от IERS, публикуемых в бюллетенях C04.

На выходе описанной выше последовательности действий формируются таблицы соответствия минимальной ошибки прогноза и варьируемых параметров процедуры прогноза: вида аппроксимируемой функции, интервала аппроксимации апостериорных данных.

Ниже представлен сравнительный анализ получаемой точности прогноза ПВЗ для периода 2019–2022 гг. в сравнении с данными из табл. 2.4. Необходимо отметить, что, несмотря на потенциальную возможность улучшения результатов, которые могли бы получиться при некоторых изменениях, указанных в табл. 2.4 конкретных значений параметров процедуры прогноза, все интервалы аппроксимации и вид функции для данного эксперимента были выбраны идентичными, чтобы оценка точности и эффективности была корректной. При таком подходе получены результаты, представленные в табл. 2.5.

Таблица 2.5

Гарантируемые по уровню вероятности 0,95 значения ошибок прогнозирования ПВЗ

Интервал	Параметр / способ	День прогноза						
обработки	аппроксимации	5	10	15	20	30	60	90
2019–	<i>x_p / «л»</i>	5,6	11	16,5	23			
2022								
2019–	$x_p / \ll n \gg$			18	20	22,5	31	38
2022								

2019-	<i>x_p</i> / комбинация	5,6	11	16,5	23	22,5	31	38
2022								
2019–	у _р / «л»	3,8	7,5	11	15,5	25		
2022								
2019–	y_p / «П»				15	17,5	26,5	35
2022								
2019–	у _р / комбинация	3,8	7,5	11	15,5	25	26,5	35
2022								
2019–	DUT / «л»	3	7	9	11,5	18		
2022								
2019–	DUT / «п»			8,2	10	14,5	30	46
2022								
2019–	DUT / комбинация	3	7	8,2	10	14,5	30	46
2022								
2019–	DUT / «л»·	3	6	8,6	11,5	18		
2022								
2019–	DUT / «п»·			7,8	9,7	13,5	27,5	45
2022								
2019–	y_p / «п»·						24	33
2022								
2009–	<i>x_p</i> / комбинация	5,3	11,3	16,9	22,3	32	46	54
2019								
2009–	у _р / комбинация	3,8	7,2	11,3	15,7	26,5	45	55
2019								
2009–	DUT / комбинация	2,4	5,9	8,6	11	14	25	38
2019								

В строчках, помеченных символом «·», представлены результаты, полученные при подборе иных интервалов аппроксимации, использование которых дает улучшение (амплитуда изменения интервала составляла в некоторых случаях всего от 10 до 30 дней). Помеченные символом · значения

приведены для оценки относительного улучшения точности прогнозирования при подборе наилучших условий аппроксимации вместо заявленных ранее, полученных в исследовании [48]. На рис. 2.7 приведена сравнительная характеристика результатов использования заявленных в табл. 2.5 параметров при прогнозировании ПВЗ на отрезке 2019–2022 гг. и на отрезке 2009–2019 гг.



Рис. 2.7. Ошибки прогнозирования ПВЗ

Приведенные на рис. 2.7 результаты демонстрируют достижение аналогичного уровня точности при прогнозе на коротких периодах (до 20–30 дней) и более высокую точность прогнозирования смещения координат полюса на длительных интервалах – от 30 дней и более. При этом точность прогноза неравномерности вращения Земли на коротких интервалах имеет паритет между экспериментами для интервалов 2009–2019 и 2019–2022 гг., в то время как на длительных интервалах она ухудшилась весьма значительно (рис. 2.8 и 2.9).







Рис. 2.9. Абсолютное изменение точности прогнозирования ПВЗ

Необходимо отметить, что выбор новых интервалов (см. данные табл. 2.5, помеченные символом «·») не позволил достичь той же точности прогнозирования неравномерности вращения Земли, которая была получена ранее для отрезка 2009–2019 гг., а именно: при подборе длины интервала аппроксимации выигрыш в точности прогноза достиг лишь 1–3 ms, что

характеристик недостаточно для сохранения прежних точности прогнозирования ПВЗ. Этот факт свидетельствует либо о неприемлемости либо необходимости используемой модели полинома, 0 доработки выработанной методики прогнозирования, либо об аномалиях в тренде UT1-UTC на рассматриваемом трехлетнем отрезке 2019-2022 гг. Для того чтобы определить с влияние тренда UT1-UTC на процесс прогнозирования, целесообразно обратиться к результатам прогнозирования ПВЗ, выполненного МСВЗ (рис.2.10).



Рис. 2.10. Зависимость уровня ошибок прогноза ПВЗ в бюллетенях A IERS и итоговая зависимость ошибки DUT, полученная на различных

временных отрезках

Заметно, что на обсуждаемом трехлетнем отрезке с 2019 по 2022 г. МСВЗ также демонстрирует значительное снижение точности, что говорит о его аномальности, то есть об отсутствии необходимости менять подход и выработанные решения по прогнозированию ПВЗ. С учетом данного феномена, а также сопутствующих фактов расхождения между рядами всемирного времени, поставляемыми различными службами [50], была произведена отработка выше процедур прогнозирования, описанных сформированы оптимальные параметры настройки методики повышения точности и определен итоговый вклад погрешности ΠB3 В эквивалентную погрешность псевдодальности по уровню доверительной вероятности 0,95 (рис. 2.11).





Рис. 2.11 демонстрирует некоторое увеличение ЭППД из-за более существенного вклада неравномерности вращения Земли, составляющего при использовании настроек, полученных ранее, порядка 3 м через 3 месяца прогнозирования. Этот уровень снижается до значения 2,3 м при изменении интервалов аппроксимации. При этом в течение месяца расхождение в ЭППД между интервалами 2009–2019 гг. и 2019–2022 гг. составляет менее 1 м, что говорит об относительной стабильности результатов, полученных для нового

временного отрезка по выработанной ранее методике и согласно определенным ранее значениям параметров процедуры прогноза. Заметим также, что в течение нескольких дней ЭППД, обусловленная погрешностью прогнозирования ПВЗ, удерживается в диапазоне менее 1 м.

Погрешность прогнозирования ПВЗ с использованием бортовой модели. Сравнение с NGA. Ниже представлены результаты прогнозирования ПВЗ с использованием бортовой модели и сравнение их с канонической моделью NGA. Исследование проведено на отрезке времени 2002–2022 гг. Результаты приведены в табл. 2.6. Забегая вперед, заметим, что наилучшие результаты достигаются для разных моделей в зависимости от выбранных интервалов аппроксимации прогнозируемого параметра вращения Земли и длины отрезка прогнозирования (цветом и шрифтом в таблице выделаны лучшие комбинации). Таблица 2.6

Тип	Интерва	Парамет	Ошибки прогнозирования (mas для x_p и у _р ,					
модели	Л	p	ms для DUT) по уровню 0,95 для различных					
	аппрокс			дней пр	огноза			
	имации		20	30	60	90		
Бортова	860	<i>x</i> _p	_ *	42,5 mas	55	66		
я								
Бортова	860	Уp	—	—	—	74		
Я								
Бортова	860	DUT		_	102,5	115		
Я								
Бортова	**	<i>x</i> _p	26 (~520)	34 (~520)	54 (770–	63 (770–		
я					840)	800)		
Бортова	**	y _p	17 (490–	23 (490–	48 (480–	70 (730)		
Я			510)	500)	520)			

Результаты прогнозирования ПВЗ

Бортова	**	DUT	12 (320-	15 (320–	27,5	40 (300-
я			350)	340)	(310–	320)
					320)	
NGA	***	Xp	не исп.	39	54	62
NGA	***	y _p	не исп.	не исп.	52	65,5
NGA***	***	DUT	не исп.	15	27,5	40
*						
NGA	**	x _p	31,5	38 (~610)	51,5	61,5
			(~590)		(~710,	(~760)
					750–770,	
					810–	
					850)	
NGA	**	Уp	22 (490–	30 (470–	51 (620-	65 (690)
			500)	510)	660)	
NGA***	**	DUT	12 (310–	15 (310–	27,5	40 (300-
*			340)	340)	(310–	320)
					320)	

*Там, где «–», точность крайне неудовлетворительна.

**Длины интервалов аппроксимации определялись путем подбора, их значения приведены рядом с результатами в скобках.

***Значения интервалов были выбраны исходя из рекомендуемых как оптимальные ранее [48].

**** Учитываем тот факт, что полином NGA для DUT используется в расчетах с четырьмя гармониками, а не двумя, как это рекомендуется с 2005 года в их методике.

Линейная аппроксимация приводит к результатам, представленным в табл. 2.7.

Тип	Параметр	Ошибки	Ошибки прогнозирования (mas для x_p и y_p , ms для						
модели		DUT) по	уровню 0,9	5 для разли	ичных дней	прогноза			
		5	10	15	20	30			
Линейная	x _p	5 (~2)	11,5 (2–	17 (7–10)	23,75 (7-	39,5 (5–			
			8)		11)	11)			
Линейная	Уp	3,5 (~2)	7,75 (3–	12 (3-8)	17 (4-8)	30 (4–6)			
			7)						
Линейная	DUT	3,2 (~2)	6,6 (12–	9,3 (18–	12 (15–	18,7 (15–			
			16)	23)	22)	22)			
					1				

Результаты прогнозирования на основе линейной аппроксимации

В полученных результатах точность ниже, чем в бюллетенях A IERS, так как в последнем случае существенную роль играет использование авторегрессии. Кроме того, такая точность прогноза применения одноитерационного МНК возможностей меньше имеющихся задействованных В текущем технологическом цикле ГЛОНАСС отечественных служб, которыми располагает ОГ на данном этапе функционирования, получая загрузку массивов готовых коэффициентов с НКУ, что означает целесообразность применения этих данных в качестве базовых при реализации информационной технологии прогноза эфемерид НКА. Однако нельзя отрицать тот факт, что варьирование параметров процедуры прогноза [51] и в особенности длины аппроксимируемого интервала является ключевым фактором повышения точности при использовании гармонического полинома и может позволить понизить требования к частоте обновления информации. В качестве подтверждения проведем далее анализ некоторых типовых зависимостей, на основе которых были сформированы данные табл. 2.6, 2.7. Для начала рассмотрим результаты, полученные с использованием для аппроксимации динамики ПВЗ полной гармонической функции. Начнем с анализа динамики ошибок *x*_p.



Рис. 2.12. Прогнозирование x_p на 60 и на 90 дней

Рис. 2.12 демонстрирует сходство результатов, получаемых с использованием различных моделей. При этом ошибки прогноза NGA меньше ошибок бортовой модели в несколько mas. Значения глобальных минимумов получаемых ошибок прогноза весьма близки, хотя и смещены друг относительно друга на оси абсцисс.



Рис. 2.13. Прогнозирование x_p на 30 дней

Необходимо отметить, что на представленных на рис. 2.13 зависимостях динамика ошибок прогноза для различных моделей сходна лишь на узком

отрезке диапазонов значений по оси абсцисс, а далее (при расширении отрезка) показатели динамики ошибок расходятся. Тем не менее при подборе наилучшего в смысле получаемой точности прогноза для интервала 30 дней бортовая модель демонстрирует возможность получения наибольшей точности. Аналогичную картину можно наблюдать для интервала 20 дней (рис. 2.14).



Рис. 2.14. Прогнозирование на 20 дней

Для интервала прогнозирования 20 дней бортовая модель дает результаты точнее тех, что дает модель NGA, однако достигаются они на узком отрезке, демонстрируя ярко выраженный глобальный минимум в одной точке, с высоким значением градиента изменения точности в худшую сторону. NGA полином при этом более стабилен. В целом при выборе длины интервала, например, 450–600 дней можно рассчитывать на точность не менее 32,5 mas, а при подборе интервала аппроксимации – вплоть до 26 mas.

Далее рассмотрим динамику ошибок у_р.



Рис. 2.15. Прогнозирование y_p на 60 и на 90 дней

Заметно (рис. 2.15), что для 90 дней прогноза NGA-модель показывает лучшие результаты, а на интервале 60 дней наблюдается паритет с небольшим преимуществом бортовой модели в отдельной зоне интервала аппроксимации. При этом, в отличие от интервала 90 дней, на котором динамика ошибок аналогична и имеет близкие по оси абсцисс точки экстремумов, для интервала прогнозирования длиной 60 дней оптимальные с точки зрения достигаемой точности интервалы аппроксимации для разных моделей имеют существенный разброс.



141

Рис. 2.16. Прогнозирование y_p на 20 и на 30 дней

Зависимости прогноза у_р на 20 и 30 дней (рис. 2.16) весьма схожи и напоминают картину прогноза на 60 дней. Бортовая модель получает преимущество в узкой зоне диапазона длин интервала аппроксимации.

Рассмотрим далее динамику ошибок DUT. Анализ полученных результатов показывает, что, несмотря на различие рассмотренных моделей, все полученные зависимости ошибок прогноза весьма близки и практически в точности повторяют друг друга (рис. 2.17 – 2.19).



Рис. 2.17. Прогнозирование DUT на 60 и на 90 дней



Рис. 2.18. Прогнозирование DUT на 20 и на 30 дней



Рис. 2.19. Прогнозирование DUT на 15 дней

Существенным недостатком одноитерационного МНК в подобных задачах является его склонность К «выравниванию» погрешности для всего аппроксимируемого интервала, что может быть не в пользу конца отрезка, в то время как нас интересует прежде всего конец отрезка, перетекающий в прогноз ПВЗ. В связи со сказанным напрашивается некоторое дополнение в виде авторегрессии, имеющее целью повысить точность получаемого прогноза. Необходимо отметить, что ее добавление существенно уменьшает ошибку, приближая погрешность к уровню данных, публикуемых зарубежными и отечественными службами. Так, например, ошибка прогнозирования на DUT при использовании полинома уменьшается в разы. При этом опять имеет место эффект настройки параметров процедуры, который на этот раз заключается в подборе не только аппроксимируемого интервала, но и длины участка, подвергаемого постобработке. При этом получаются иногда в разы точнее результаты прогноза, чем те, которые представлены в таблицах 2.6 и 2.7. На рис. 2.20 и 2.21 представлены разные варианты подбора интервала авторегрессии.



Рис. 2.20. Прогнозирование DUT с добавлением 30 дней АР





Заметно, что ошибка при обработке результатов МНК с помощью авторегрессии на интервале 30 дней меньше ошибки, получаемой при интервале 100 дней. При 100 днях конечная ошибка прогнозирования DUT на 10 дней не превышает 2 ms, а при 30 днях вообще стремится к десятым долям ms. Если же интервал аппроксимации МНК изначально был подобран неадекватно предлагаемой «сетке» параметров, представленных выше, то даже авторегрессия

144
не позволяет исправить эту ситуацию в полной мере, как это показано на рис. 2.22, где ошибка прогноза за 10 дней не становится меньше 32 ms.



Рис. 2.22. Результаты прогнозирования DUT (сверху) с длинным аппроксимируемым интервалом (снизу) и добавлением авторегрессии на конечной части интервала

Таким образом, на основе разработанной методики и реализованных алгоритмов был проведен анализ возможностей вариантов моделей для прогнозирования ПВЗ путем аппроксимации на борту ряда апостериорных данных об эволюции ПВЗ и установлена итоговая зависимость точности прогнозирования от интервала аппроксимации и длины отрезка прогнозирования. Полученные результаты позволили сделать следующие выводы:

- на коротких интервалах прогнозирования более высокую точность дает использование линейной аппроксимации (до 10 дней без АР, до 5 дней, если к гармоническому полиному и МНК добавляется АР);
- динамика ошибок прогноза в зависимости от длины интервала аппроксимации, выбранного компонента вектора ПВЗ и используемой модели существенно различается;
- оптимальные в смысле точности прогнозирования интервалы аппроксимации для разных гармонических моделей (в том числе NGA, ГЛОНАСС и т.д.) различаются (см. табл. 2.6, 2.7);
- максимально достижимая точность прогнозирования зависит от выбранной модели, длины отрезка прогнозирования и соответствующей им длины интервала аппроксимации, а также от длины отрезка, к которому применена по результатам работы МНК дополнительная авторегрессия;
- при постоянном интервале аппроксимации точность прогнозирования, как правило, неудовлетворительна, при использовании любой модели;
- подбор интервала позволяет получить большую точность прогнозирования при одновременном сокращении количества операций;
- оптимальный в смысле точности прогнозирования интервал аппроксимации для какой-либо из выбранных моделей в целом остается постоянным применительно к различным историческим эпохам эволюции ПВЗ;
- учет детерминированных рядов с параметрами движения Луны, Солнца и планет позволяет в ограниченном ряде случаев получить большую точность аппроксимации в задаче прогнозирования смещения полюса, однако усложняет вычислительные процедуры;

- при прогнозировании DUT использование дополнительных рядов не повышает точность прогноза;
- получаемая точность прогноза, независимо от выбранных способов вычислений, данных различных служб, применяемых моделей и алгоритмов, не позволяет функционировать НКА без регулярной закладки новых данных о ПВЗ, особенно на длительных интервалах.

образом, разработанные методика и алгоритмы образуют Таким специализированный компонент в составе информационной технологии повышения точности эфемерид ГЛОНАСС, который мог бы обеспечить на основе имеющихся рядов апостериорных данных независимое формирование на ΠB3 удовлетворительной борту прогнозного ряда С точностью И универсальностью представления (не в виде коэффициентов, а в виде алгоритма), т.е. могут быть применены при создании бортового алгоритма, который реализует новый технологический цикл на борту НКА ГЛОНАСС и должен быть дополнен алгоритмами уточнения ПВЗ. Это означает, что представленная в разделе часть технологии формирует на борту лишь базовый набор данных об эволюции ПВЗ, но его явно недостаточно для достижения поставленных целей.

2.4. Формализация процедур уточнения ПВЗ на борту НКА

Как уже утверждалось, для формирования на борту НКА вектора уточненных компонент ПВЗ (представление как констант)

$$\bar{X} = \left\{ x_p \quad y_p \quad DUT \right\}^{\mathrm{T}} \quad , \tag{2.3}$$

необходима соответствующая технология генерации оценок компонент вектора (2.21) без загружаемых с Земли данных, точность которых была бы выше формируемого прогноза. Оценка компонент вектора вида (2.3), таким образом, базируется на допущении о незначительности вариаций ПВЗ на интервале накопления и обработки измерений. Альтернативным вариантом вектора, оценка компонент которого производилась бы с учетом эволюции ПВЗ во времени, служит расширенный вектор состояния следующего вида:

 $\bar{X} = \{x_{p0} \ x_{p1} \ \dots \ x_{pn} \ y_{p0} \ y_{p1} \ \dots \ y_{pn} \ DUT_0 \ DUT_1 \ \dots \ DUT_n\}, (2.4)$ где индексы параметров x_p , y_p и *DUT* от 0 до n указывают степень члена полинома, аппроксимирующего эволюцию соответствующего ПВЗ (допускается применение линейной и квадратичной интерполяции).

Для оценки векторов (2.3) и (2.4) в рассматриваемых условиях функционирования НКА ГЛОНАСС без загрузки данных с пакетами ПВЗ могут быть использованы только такие измерения, которые так или иначе связывали бы точки на поверхности Земли и спутники орбитальной группировки. В измерений подобного частности, В качестве рода ΜΟΓΥΤ выступать псевдодальности между наземными станциями (оснащенными аналогичной НКА аппаратурой) и НКА, для обработки которых на борту необходимо иметь измерений. Сформируем математическую модель таких для начала математическую модель прямого «идеального» измерения псевдодальности между наземной станцией и НКА, основанную только на геометрии взаимного расположения наземной станции, координаты которой определены в земной системе координат (ПЗ90), и НКА ГЛОНАСС. Исходные координаты НКА, полученные их размножением на будущие (дальше кадра и даже дальше суток) интервалы времени, формируются на борту без перевода их в нужный потребителю формат, т.е. определены, в силу особенностей модели движения спутника, в инерциальной системе координат. Если говорить об обсуждаемой технологии и ГНСС обобщенно, то речь идет о GCRS J2000, а в случае координат станций – об ITRF (или любой другой версии земной связанной системы координат). Более подробно о проблеме совмещения идентичных систем координат в различных ГНСС и других системах говорится в главе 4. Составленное с учетом сказанного выражение для модели геометрической дальности имеет вид

$$\rho = f\left(\mathbf{X}_{HC}^{i \ ITRF}\left(t_{l}\right), \mathbf{X}_{KA}^{j \ GCRS}\left(t_{k}\right)\right), \qquad (2.5)$$

где $\mathbf{X}_{KA}^{j \ GCRS}(t_k)$ – координаты *j*-го НКА в инерциальной СК в момент t_k получения сигнала со станции; $\mathbf{X}_{HC}^{i \ ITRF}(t_l)$ – координаты *i*-й наземной станции в земной СК в момент t_l отправки сигнала.

Очевидно, что преобразование выражения (2.5) к конечному виду с целью использования в алгоритмах обработки измерений требует представления векторов положения наземной станции и космического аппарата в одной системе координат. Есть несколько различных вариантов приведения состава выражения (2.5) к требуемому виду. Например, одним из самых наглядных способов является приведение к инерциальной СК:

$$\rho = f\left(\mathbf{A}_{CIRS}^{GCRS}\left(t_{l}\right) \cdot \mathbf{A}_{TIRS}^{CIRS}\left(t_{l}\right) \cdot \mathbf{A}_{ITRF}^{TIRS}\left(t_{l}\right) \cdot \mathbf{X}_{HC}^{i \ ITRF}\left(t_{l}\right), \mathbf{X}_{KA}^{j}\left(t_{k}\right)\right),$$
(2.6)

где $\mathbf{X}_{KA}^{j}(t_{k})$ – координаты *j*-го НКА в момент получения сигнала t_{k} ; $\mathbf{X}_{HC}^{i-TRF}(t_{l})$ – координаты *i*-й наземной станции в момент отправки сигнала t_{l} ; \mathbf{A}_{TRF}^{TIRS} – матрица перевода между Земной связанной и Земной промежуточной системой координат, вид которой определяется параметрами вращения Земли и компоненты которой меняются с течением времени:

$$A_{ITRF}^{TIRS} = \begin{bmatrix} \cos(x_p)\cos(DUT) & \cos(x_p)\sin(DUT) & \sin(x_p) \\ -\cos(y_p)\sin(DUT) + \sin(y_p)\sin(x_p)\cos(DUT) & \cos(y_p)\cos(DUT) + \sin(y_p)\sin(x_p)\sin(DUT) & -\sin(y_p)\cos(x_p) \\ -\sin(y_p)\sin(DUT) - \cos(y_p)\sin(x_p)\cos(DUT) & \sin(y_p)\cos(DUT) - \cos(y_p)\sin(DUT) & \cos(y_p)\cos(x_p) \end{bmatrix}, (2.7)$$

A^{*CIRS*} – матрица перевода между земной промежуточной и небесной промежуточной СК, определяемая моментом времени, прошедшим с J2000. **A**^{*CIRS*}_{*TIRS*} может быть вычислена с использованием выражения

$$\mathbf{A}_{TIRS}^{CIRS} = \begin{pmatrix} \cos(-\theta_{ERA}) & \sin(-\theta_{ERA}) & 0\\ -\sin(-\theta_{ERA}) & \cos(-\theta_{ERA}) & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$
(2.8)

 A_{CRS}^{GCRS} – матрица перевода между небесной промежуточной и инерциальной СК, определяемая длиннопериодическим изменением ориентации Земли относительно эклиптики, то есть параметрами прецессии и нутации и их значениями на момент проведения измерений, таким образом, является, так же как и матрица A_{TRS}^{CRS} , вычисляемой с использованием следующего выражения:

$$\mathbf{A}_{CIRS}^{GCRS} = \begin{pmatrix} 1 - aX^2 & -aXY & X \\ -aXY & 1 - aY^2 & Y \\ -X & -Y & 1 - a(X^2 + Y^2) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(s) & \sin(s) & 0 \\ -\sin(s) & \cos(s) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} =$$

$$\begin{pmatrix} aXY \cdot \sin(s) - \cos(s) * (a * X^2 - 1) & -(aX^2 - 1) \cdot \sin(s) - aXY \cdot \cos(s) & X \\ (a * Y^2 - 1) \cdot \sin(s) - aXY \cdot \cos(s) & -(aY^2 - 1) \cdot \cos(s) - aXY \cdot \sin(s) & Y \\ Y \cdot \sin(s) - X \cdot \cos(s) & -Y \cdot \cos(s) - X \cdot \sin(s) & 1 - a(X^2 + Y^2) \end{pmatrix};$$
(2.9)

где $a = 1/2 + 1/8(X^2 + Y^2)$; вычисления X, Y, s приведены в [52].

Так как матрицы \mathbf{A}_{CIRS}^{GCRS} и \mathbf{A}_{TIRS}^{CIRS} могут быть вычислены как функции времени, то удобнее всего в целях упрощения представить их произведение параметрической матрицей, состоящей из следующих компонент:

$$\mathbf{A}_{TIRS}^{GCRS} = \begin{pmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{pmatrix}.$$
 (2.10)

Однако, как было показано в [53–55], последующее вычисление частных производных приводит к появлению громоздких выражений, являющихся результатом дифференцирования произведения \mathbf{A}_{TRS}^{GCRS} , \mathbf{A}_{TRF}^{TIRS} и \mathbf{X}_{hc}^{i} $\overset{TIRF}{t}(t_i)$, вызванных в том числе присутствием в итоговом выражении компонент матриц \mathbf{A}_{CRS}^{GCRS} и \mathbf{A}_{TRS}^{CIRS} , затрудняющих их дальнейшее использование и преобразование. Исключить их совсем нельзя, однако можно слегка поменять схему решения задачи и преобразовать выражение (2.6) в вид, соответствующий земной промежуточной системе координат. При этом вектор $\mathbf{X}_{KA}^{j}(t_k)$ НКА будет представлен в следующей форме: $\mathbf{X}_{KA}^{rj}(t_k) = (\mathbf{A}_{TRS}^{CIRS}(t_k))^{\mathrm{T}} \cdot (\mathbf{A}_{CIRS}^{GCRS}(t_k))^{\mathrm{T}} \cdot \mathbf{X}_{KA}^{j}(t_k)$, что позволит не дифференцировать результат матричного произведения. В таком случае выражения в составе матрицы частных производных измерений псевдодальности между станциями и НКА по компонентам ПВЗ (далее – матрица наблюдаемости) $\mathbf{H}_{j} = \left(\frac{\partial p}{\partial xp} - \frac{\partial p}{\partial yp} - \frac{\partial p}{\partial UT}\right)^{\mathrm{T}}$ будут определяться путем дифференцирования выражения

$$\rho = f\left(\mathbf{A}_{ITRF}^{TIRS}\left(x_{p}\left(t_{s}\right) \cdot y_{p}\left(t_{s}\right) \cdot DUT\left(t_{s}\right)\right) \cdot \mathbf{X}_{HC}^{i}\left(t_{l}\right), \mathbf{X}_{KA}^{\prime i}\left(t_{k}\right)\right), \qquad (2.11)$$

где t_s – момент времени, на который производится преобразование вектора между СК.

Выражение (2.11) выглядит проще приведенного изначально выражения, составленного на основе дифференцирования (2.6), так как основано на использовании известных с высокой точностью координат станций в земной СК и отдельно преобразуемых в промежуточные земные инерциальных координат НКА. Такая комбинация позволяет провести необходимые переводы между СК до выполнения дифференцирования и пересчитывать координаты НКА на момент проведения измерений. Альтернативным вариантом упрощения выражения (2.6), которое может помочь избежать сложных аналитических преобразований, служит использование земной связанной системы координат, к которой приводятся и координаты станции, и координаты НКА. В таком случае выражение для вычисления геометрической дальности примет вид

$$\rho = f\left(\mathbf{X}_{HC}^{i}(t_{l}), \mathbf{A}^{\mathrm{T}}(x_{p}(t_{s}) \cdot y_{p}(t_{s}) \cdot DUT(t_{s})) \cdot \mathbf{X}_{KA}^{\prime j}(t_{k})\right).$$
(2.12)

В соотношении (2.12) момент времени t_s нужно принять равным t_k или t_l . Правильным выбором будет использование в качестве t_s момента времени приема сигнала и генерирования измерения, вне зависимости от того, на какой стороне это произошло (НКА или наземная станция). С учетом изложенного, в зависимости от того, где формируется измерение и какой выбран момент времени преобразования систем координат, для использования подходит либо соотношение (2.11), либо (2.12). Допустим в качестве примера, что прием сигнала и формирование измерения произведено на борту НКА. Тогда в качестве вектора координат станции нужно использовать $\mathbf{X}_{HC}^i(t_l)$ в ITRF, а вектор координат НКА преобразовать в земную СК и воспользоваться выражением (2.12), в котором t_s будет соответствовать моменту приема сигнала на борту. Остановимся на этом варианте, выбор которого обусловлен тем фактом, что первостепенной задачей является оценка ПВЗ на борту с последующим их использованием при формировании навигационных кадров в различных

режимах функционирования НКА ГЛОНАСС на основе предполагаемого проведения измерений дальностей до наземных станций.

Преобразуем выражение (2.12) до компонент, включающих в том числе непосредственно компоненты ПВЗ. Обозначим состав компонент векторов $\mathbf{X}_{HC}^{i}(t_{l}) = (x_{s}^{i}(t_{l}) \quad y_{s}^{i}(t_{l}) \quad z_{s}^{i}(t_{l}))$ и $\mathbf{X}_{KA}^{\prime j}(t_{k}) = (x_{G}^{j}(t_{k}) \quad y_{G}^{j}(t_{k}) \quad z_{G}^{i}(t_{k}))$ и упростим их в преобразованиях до вида $\mathbf{X}_{HC}^{i}(t_{l}) = (X_{s} \quad Y_{s} \quad Z_{s})$ и $\mathbf{X}_{KA}^{\prime j}(t_{l}) = (X_{g} \quad Y_{g} \quad Z_{g})$. Тогда выражение для дальности между НКА и наземной станцией примет вид

$$\rho = \sqrt{((Y_s - X_g \cdot (\cos(yp(t_s)) \cdot sin(dUT(t_s)) + \cos(dUT(t_s)) \cdot sin(xp(t_s)))^*} \cdot \frac{1}{sin(yp(t_s))) - Y_g \cdot (\cos(dUT(t_s)) \cdot \cos(yp(t_s)) - sin(dUT(t_s)) \cdot sin(xp(t_s)))}{sin(yp(t_s))) + Z_g \cdot \cos(xp(t_s)) \cdot sin(yp(t_s)))^2 + (X_g \cdot (sin(dUT(t_s)) \cdot sin(yp(t_s))) - \frac{1}{cos(dUT(t_s)) \cdot \cos(yp(t_s)) \cdot sin(xp(t_s))) - Z_s + Y_g \cdot (\cos(dUT(t_s)) \cdot sin(yp(t_s))) + \frac{1}{cos(yp(t_s)) \cdot sin(dUT(t_s)) \cdot sin(xp(t_s))) + Z_g \cdot cos(xp(t_s)) \cdot cos(yp(t_s)))^2 + (X_s - \frac{1}{Z_g \cdot sin(xp(t_s)) - X_g \cdot cos(dUT(t_s)) \cdot cos(xp(t_s)) + Y_g \cdot cos(xp(t_s)) \cdot sin(dUT(t_s)))^2 }$$

(2.13)

Если принять во внимание малость значений углов поворота земной связанной системы координат вследствие смещения полюсов и суточной составной части неравномерности вращения Земли, то все косинусы из соотношения выше (2.13) можно заменить единицами, а синусы – углами. При этом произведение синусов ввиду двойного или тройного порядка их малости можно убрать. Таким образом, итоговое выражение преобразуется к следующему виду:

$$\rho = \sqrt{\left(Y_{s} - X_{g} \cdot dUT - Y_{g} + Z_{g} \cdot yp\right)^{2} + \left(-X_{g} \cdot xp - Z_{s} + Y_{g} \cdot yp + Z_{g}\right)^{2}} + \left(X_{s} - Z_{g} \cdot xp - X_{g} + Y_{g} \cdot dUT\right)^{2}} \quad .$$
(2.14)

Анализ выражения (2.14) позволяет сформировать компоненты смещения положения НКА в новой системе координат, соответствующей изменению ПВЗ, в сравнении с положением его центра масс в прежней системе координат и таким образом формализовать вклад изменения ПВЗ в погрешность измерения псевдодальности между НКА и станцией (или НКА и потребителем):

$$\overline{\rho} = \begin{pmatrix} Y_g \cdot dUT - Z_g \cdot xp \\ -X_g \cdot dUT + Z_g \cdot yp \\ -X_g \cdot xp + Y_g \cdot yp \end{pmatrix}.$$
(2.15)

Выражение (2.15) может использоваться для априорного анализа прогнозируемого вклада в ошибку эквивалентной погрешности псевдодальности (ЭППД) при формировании измерений НКА и настройки алгоритмов обработки измерений.

В выражении (2.14) присутствуют значения координат НКА, которые неизбежно содержат ошибки, влияющие на значения вычисляемых псевдодальностей. Более того, в итоговом выражении для псевдодальности присутствуют и другие компоненты ошибок, вызываемые не только эволюцией ПВЗ, но и влиянием различного рода неконтролируемых факторов, таких как ошибки часов спутника и станции, задержки сигнала при распространении в ионосфере и в тропосфере, погрешности, вызванные неточностью эфемерид. При этом в выражение для псевдодальности все перечисленные погрешности входят аддитивно:

$$d'_{u_{3M}} = d_{u_{3M}} + \Delta d_{\mathfrak{g}} + \Delta d_{\Pi B3} + \Delta d_{u_{0H}} + \Delta d_{mp} + \Delta d_{cm_{\mathcal{g}}} + \Delta d_{cm_{\mathcal{g}}} + \Delta d_{\mathfrak{g}_{3ad}}.$$
 (2.16)

В уравнение (2.16) введены по порядку следующие обозначения: измеренное бортовым приемником значение псевдодальности; реальное геометрическое значение дальности и погрешности, присутствующие в измерении псевдодальности в связи с наличием следующих ошибок: эфемерид в направлении измеряемой дальности (радиальное направление); знания ПВЗ (несмотря на аддитивный вид данная ошибка является нелинейной), ионосферы, тропосферы, часов станции, часов спутника, задержки обработки сигнала в бортовой аппаратуре.

Погрешности, вызванные задержками обработки сигнала, выносами ФЦ и релятивизмом, в данном контексте исключены из рассмотрения в предположении о том, что влияние первых двух компонент из перечисленных факторов может быть нивелировано путем проведения специальных сессий МСИ (см. главу 4), а для учета влияния последней можно использовать

подходящую модель. Взаимные уходы часов НКА и станций устраняются путем проведения встречных измерений и передачи данных. Конечно, это не улучшает картину ЧВП в целом по созвездию, однако позволяет решить частную задачу по обработке измерений. Что касается ошибок, вызванных задержками сигнала в атмосфере, то это наиболее проблемные компоненты данной технологии в силу использования одночастотного сигнала в БА. Однако на сегодняшний день актуальным является применение оптических систем, а также канала ГНСС, дублирующих радиотехнические измерения аппаратуры межспутниковых измерений, что, вкупе с возможностями наземных станций по передаче данных в МРЛ, позволяет компенсировать влияние и этого фактора с учетом некоторых ограничений и требований. Так или иначе, необходимо отметить, что систематическая ошибка одночастотного кодового измерения такова, что реализовать описываемую здесь технологию невозможно, поскольку компоненты ПВЗ будут в такой задаче ненаблюдаемы, то есть задача компенсации систематики должна рассматриваться самостоятельно. В связи со сказанным, далее при описании составной части алгоритма уточнения ПВЗ на основе обработки измерений псевдодальностей ограничимся упрощенным представлением выражения (2.16) в виде трех аддитивных составляющих – непосредственно искомой дальности, систематической ошибки (агрегирующей несколько аддитивных составляющих, среди которых наибольший интерес представляет ошибка эфемерид), и случайной ошибки, подчиняющейся нормальному закону.

Для описания деталей информационной технологии уточнения ПВЗ с использованием измерений между НКА, наземными станциями И базирующимися на сформированных выше математических моделях, вновь обратимся к модели геометрической дальности между НКА и наземной станцией с точки зрения введенного выше понятия «наблюдаемости» ΠB3 В экспериментах, определяемой величиной и динамикой соответствующих частных производных дальности по компонентам оцениваемого вектора, демонстрирующих зависимость ее эволюции от возможных дрейфов полюса и неравномерности вращения Земли.

Использование данных выражений в аналитической форме, несмотря на их сложность и громоздкость, дает возможность оптимизации сеансов измерений, пар НКА – станция, номеров НКА в действующем созвездии с точки зрения наилучшей в обсуждаемом смысле наблюдаемости x_p , DUT y_p И И результативности сеансов измерений и потенциальной эффективности процедур. Кроме того, аналитический вид частных производных (ЧП) не приводит к появлению ошибок линеаризации, которые, в свою очередь, могут привести к расходимости алгоритма обработки измерений и формированию оценок со значительными погрешностями. С учетом изложенного представим далее аналитические выражения частных производных измерений геометрической дальности по компонентам ПВЗ. Дифференцирование уравнения (2.14) по вектору (2.3) дает следующие соотношения:

 $-(2\cdot(Zg\cdot cos(yp)\cdot sin(xp)) + Xg\cdot cos(DUT)\cdot cos(xp)\cdot cos(yp))$ $\partial p/\partial x_n$ \equiv $Yg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs$ + $Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) + cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp))$ $2 \cdot (Zg \cdot cos(xp) - Xg \cdot cos(DUT) \cdot sin(xp) + Yg \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp) - Us \cdot sin(xp)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp))$ $Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp)$ $Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT)) +$ $2 \cdot (Zg \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ ++ $Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)$ $Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(yp)) \cdot (Ys)$ -_ $Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp))$ $cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ + $Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) \cdot (Ys - Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)))$ $Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp))$ + $(Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs + Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp)) \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp)))$ $cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp))$ + $cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs + Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) + cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp))$ (Xs) $Zg \cdot sin(xp)$ $Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp)$ +-+

 $Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp) - Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) + Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT))))$

 $= (2 \cdot (Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT)) +$ $cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ $\partial p / \partial y_p$ + $Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp))$ $sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ _ $Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs$ + $Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) +$ $cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp))$ + $2 \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) + Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp))$ + $cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp)) \cdot (Ys - Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT)))$ + $cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)))/(2 \cdot sqrt((Ys - Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))) Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) \cdot (Ys)$ $Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp))$ $sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) +$ $(Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp)))$ $cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs + Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) + cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp)) \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs$ + $Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) + cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp)) + (Xs - yp) \cdot cos(yp) + (Xs - yp) \cdot cos(yp)) + (Xs - yp) \cdot cos(yp) + (xs - yp) + (xs - yp) \cdot cos(yp) + (xs - yp) + (xs - yp) \cdot cos(yp) + (xs - yp) \cdot cos(yp) + (xs - yp) \cdot cos(yp) + (xs - yp) +$ $Zg \cdot sin(xp) - Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) + Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp) - Cs(xp)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs - Zg \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(xp) - Cs(xp) \cdot sin(xp) - Cs(xp) \cdot sin(xp)) - Cs(xp) \cdot sin(xp) - Cs(xp) - Cs(xp) \cdot sin(xp) - Cs(xp) -$ $Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) + Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT))))$

 $=(2 \cdot (Xg \cdot (\cos(DUT) \cdot \sin(yp)) + \cos(yp) \cdot \sin(DUT) \cdot \sin(xp))$ $\partial p / \partial D U T_p$ _ - $cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp))) \cdot (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp)))$ $Yg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp))$ $cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs + Yg \cdot (cos(DUT) \cdot sin(yp) + cos(yp) \cdot sin(DUT) \cdot sin(xp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot cos(yp)) - 2 \cdot (Xg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp)) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ - $Yg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))) \cdot (Ys - Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT)))$ + $cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp))$ + $Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) + 2 \cdot (Yg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) + Xg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT)) \cdot (Xs)$ - $Xg \cdot cos(DUT) \cdot cos(xp) + Yg \cdot cos(xp) \cdot sin(DUT)))/(2 \cdot sqrt((Ys)))$ $Zg \cdot sin(xp)$ -- $Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT) + cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp))$ $sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) + Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) \cdot (Ys - Xg \cdot (cos(yp) \cdot sin(DUT)))$ + $cos(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) - Yg \cdot (cos(DUT) \cdot cos(yp) - sin(DUT) \cdot sin(xp) \cdot sin(yp)) +$ $Zg \cdot cos(xp) \cdot sin(yp)) + (Xg \cdot (sin(DUT) \cdot sin(yp) - cos(DUT) \cdot cos(yp) \cdot sin(xp)) - Zs +$

Соотношения (2.17) можно упростить, проведя замену тригонометрических функций по аналогии с парой (2.13), (2.14), что позволит сильно сократить количество выполняемых процессором процедур, а также уменьшить ошибки, возникающие при вычислении, попеременном умножении и округлении тригонометрических функций.

 $\partial \rho / \partial xp = -(2 \cdot (\mathbf{Xg} + \mathbf{Zg} \cdot x_p - \mathbf{Yg} \cdot \mathbf{DUT}) \cdot (\mathbf{Yg} \cdot y_p - \mathbf{Xg} \cdot x_p + \mathbf{Zg} - \mathbf{Zs}) + 2 \cdot (\mathbf{Zg} - \mathbf{Xg} \cdot x_p) \cdot (\mathbf{Xs} - \mathbf{Xg} + \mathbf{Yg} \cdot \mathbf{DUT}) + 2 \cdot \mathbf{Xg} \cdot y_p \cdot (\mathbf{Ys} - \mathbf{Yg} - \mathbf{Xg} \cdot \mathbf{DUT} + \mathbf{Zg} \cdot y_p))$

 $/2 / sqrt((Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) \cdot (Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) + (-Xg \cdot x_p - Zs + Yg \cdot y_p + Zg) \cdot (-Xg \cdot x_p - Zs + Yg \cdot y_p + Zg) + (Xs - Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT) \cdot (Xs - Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT))$

 $\partial \rho / \partial yp = (2 \cdot (Xg \cdot DUT + Yg - Zg \cdot y_p) \cdot (Yg \cdot y_p - Xg \cdot x_p + Zg - Zs) + 2 \cdot (-Xg \cdot x_p + Yg \cdot y_p + Zg) \cdot (Ys - Yg - Xg \cdot DUT + Zg \cdot y_p))$

 $/2 / sqrt((Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) \cdot (Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) + (-Xg \cdot x_p - Zs + Yg \cdot y_p + Zg) \cdot (-Xg \cdot x_p - Zs + Yg \cdot y_p + Zg) + (Xs - Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT) \cdot (Xs - Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT))$

 $\partial \rho / \partial UT = (2 \cdot (Xg \cdot y_p + Yg \cdot x_p) \cdot (Yg \cdot y_p - Xg \cdot x_p + Zg - Zs) - 2 \cdot (Xg - Yg \cdot DUT)$ $) \cdot (Ys - Yg - Xg \cdot DUT + Zg \cdot y_p) + 2 \cdot (Yg + Xg \cdot DUT) \cdot (Xs - Xg - Zg \cdot x_p + Yg \cdot DUT))$ $/2 / sqrt((Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) \cdot (Ys - Xg \cdot DUT - Yg + Zg \cdot y_p) + (Yg \cdot y_p)$ $- Xg \cdot x_p + Zg - Zs) \cdot (Yg \cdot y_p - Xg \cdot x_p + Zg - Zs) + (Xs - Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT) \cdot (Xs)$ $- Zg \cdot x_p - Xg + Yg \cdot DUT) = (2.18)$

Полученные выражения для вычисления частных производных позволяют определить их значения для различных условий формирования измерений «НКА – НС» и в конечном счете оценить их влияние на результат обработки измерений. Естественное предположение о том, что чем больше по модулю накопленные интегральные значения ЧП измерений по оцениваемым параметрам, тем лучше

при прочих равных условиях сходимость оценок МНК, необходимо проверять экспериментально. Кроме того, необходимо проверять взаимную корреляцию оцениваемых параметров, поскольку даже в случае сходимости процесса оценивания с использованием МНК при итоговых нулевых невязках опорных и фактических измерений возможно возникновение так называемых ложных зависимых комбинаций значений оценок вектора (2.3) или (2.4).

Для обработки измерений псевдодальности был выбран метод наименьших квадратов, что обусловлено отсутствием необходимости настройки его работы, как это было бы в случае использования различных вариаций фильтра Калмана. Реализованный алгоритм оценивания, таким образом, базируется на каноническом уравнении следующего вида:

$$\Delta \overline{X}^* = \left(\mathbf{H}^{\mathrm{T}} \mathbf{D}_{\eta}^{-1} \mathbf{H} \right)^{-1} \cdot \mathbf{H}^{\mathrm{T}} \mathbf{D}_{\eta}^{-1} \cdot \Delta y^{N} , \qquad (2.19)$$

где $\Delta \bar{X}^*$ – поправка к оценкам вектора состояния (2.3) или (2.4) или расширенному вектору состояния (см. далее), сформированная на основе обработки выборки из *N* измерений; y^N – вектор невязок опорных (расчетных на основе текущих оценок или прогнозных значений ПВЗ) и фактических измерений; D_{η} – ковариационная матрица ошибок измерений; Н – блочная матрица частных производных, принимающая в зависимости от режима работы алгоритма различныйоблик. Состав матрицы Н по умолчанию имеет следующий вид

$$H = ({\Pi B3} { {I} {3} {Mepehun} } { {\Theta emepudu}}), \qquad (2.20)$$

где ПВЗ – обязательный блок матрицы ЧП, включающий производные дальности по компонентам вектора оцениваемых ПВЗ (компоненты приведены в (2.18)):

$$\{\Pi B3\} = \left(\frac{\partial \rho_i}{\partial xp} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial yp} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial UT}\right)^{\mathrm{T}}.$$
(2.21)

Выражение (2.21) используется с вектором (2.21). В случае применения МНК для оценки линейных зависимостей эволюции компонент ПВЗ (разновидность вектора состояния (2.4) с *n* = 1) блок ПВЗ имеет вид

$$\{\Pi B3\} = \left(\frac{\partial \rho_i}{\partial xp} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial yp} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial UT} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial yp'} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial xp'} \quad \frac{\partial \rho_i}{\partial UT'}\right), \tag{2.22}$$

где $\partial yp'$, $\partial xp'$, $\partial UT'$ – скорость суточного изменения параметров ПВЗ x_p , y_p и *DUT* соответственно, рад/сут. Компоненты вектора (2.22) рассмотрены далее.

Блок {Измерения}, если используется в процессе оценивания МНК (в таком случае оцениваемый вектор состояния дополняется параметрами), включает ЧП дальности по компонентам систематических ошибок измерений и имеет следующий вид:

$$\{ U_{3M} e_{PeHus} \}_{i} = \underbrace{ \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 1(i) & 0 & \dots & 0 & 0 \end{pmatrix}^{\mathrm{T}}}_{N \quad HKA},$$

$$\{ U_{3M} e_{PeHus} \}_{j} = \underbrace{ \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1(j) & \dots & 0 & 0 \end{pmatrix}^{\mathrm{T}}}_{N \quad HKA},$$

$$(2.23)$$

где *i*, *j* – номера НКА из серии N используемых НКА ГЛОНАСС, измерения которых попадают в обработку.

Блок {Эфемериды}, если используется в процессе оценивания МНК (в таком случае оцениваемый вектор состояния дополняется параметрами), включает ЧП дальности по компонентам систематических ошибок эфемерид НКА (например, составляющих ошибок по радиус-вектору, бинормали и вдоль орбиты) и имеет следующий вид:

$$\left\{ \Im \phi e M e p u \partial \omega \right\}_{i} = \left[\begin{array}{ccccccccc} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \underbrace{0.98}_{i} & \frac{\partial \rho}{\partial n} & \frac{\partial \rho}{\partial l} & \dots & 0 & 0 \end{array} \right]^{\mathrm{T}}, \qquad (2.24)$$

где 0,98 – коэффициент учета вклада ошибки эфемерид *i*-го НКА по радиусвектору; $\frac{\partial \rho}{\partial n}$ и $\frac{\partial \rho}{\partial l}$ – производные выражения геометрической дальности по компонентам ошибок эфемерид *i*-го НКА в нормальном направлении и вдоль орбиты соответственно.

При накоплении M различных измерений матрица H, представляющая собой в частном случае столбец размером N x 1, где N – количество оцениваемых компонент вектора состояния решаемой задачи, превращается в матрицу N x M, где в столбцах рассчитаны частные производные по каждому измерению.

При использовании вектора состояния (2.4) с *n* = 1 соответствующие выражения получаемой матрицы Н в выражении (2.22) громоздки и потому здесь не представлены.

Описанная в данном разделе процедура позволяет реализовать алгоритм обработки измерений псевдодальностей и формирования поправок к полученным ранее оценкам ПВЗ, требующий, однако, отработки и исследования его эффективности с точки зрения точности оценок при различных условиях функционирования.

2.5. Результаты уточнения ПВЗ и оптимизация разработанных процедур. Анализ робастности процедур по отношению к неконтролируемым факторам

2.5.1. Анализ динамики и абсолютных значений частных производных применительно к процедуре обработки измерений псевдодальностей «НКА — наземные станции»

Ниже рассмотрены и проанализированы зависимости, отражающие динамику и абсолютные значения ЧП измерений псведодальностей между различными НКА и наземными станциями по ПВЗ для прямых и разностных измерений (здесь и далее в разделе 2.5 под псевдодальностью понимается расчетное значение расстояния). Как уже было отмечено в разделе 2.4, их динамика и абсолютные значения определяют факт и условия наблюдаемости оцениваемых параметров при проведении измерений и, таким образом, влияют на сходимость процесса оценивания и точность получаемых оценок. Для начала проведем такой анализ применительно к НКА средневысотного сегмента и прямых измерений псевдодальностей в одну сторону (рис. 2.23 – 2.25).

160



Рис. 2.23. Эволюция ЧП ПВЗ в течение 8 сут при формировании измерений НКА под системным номером 1



Рис. 2.24. Эволюция ЧП измерений по *x_p* для пяти аппаратов НКА ГЛОНАСС второй орбитальной плоскости при использовании одной наземной станции

161



Рис. 2.25. Эволюция ЧП измерений по DUT для пяти аппаратов HKA ГЛОНАСС второй орбитальной плоскости при использовании одной наземной станции

Анализ приведенных на рис. 2.23 – 2.25 зависимостей показывает их повторяемость и регулярность. Таким образом, можно говорить о схожести процессов формирования и обработки измерений для различных НКА из одной орбитальной плоскости результат, И, как 0 потенциальной ИХ взаимозаменяемости В экспериментах, в том числе С точки зрения потенциального уровня точности получаемого решения при оценке ПВЗ и выбора удобных условий экспериментов возможности В отношении функционирования всей орбитальной группировки. Кроме того, заметно, что амплитуда и длительность пиков значений ЧП по DUT существенно меньше, чем для x_p и y_p, поэтому необходимо более тщательно подборирать условия проведения измерений при формировании оценок DUT. Полученные зависимости показывают также, что интервал между сеансами определяется главным образом периодом обращения НКА и в целом остается постоянным на нескольких витках орбиты НКА СВС.

Проанализируем далее зависимости, иллюстрирующие значения обсуждаемых ЧП при обработке измерений, содержащих разности псевдодальностей между станциями (рис. 2.26 – 2.28).



Рис. 2.26. Эволюция максимальных значений ЧП для разности

псевдодальностей первого с каждым спутником группировки ГЛОНАСС







Рис. 2.28. Эволюция максимальных значений ЧП по DUT для разности псевдодальностей первого с последующими НКА группировки ГЛОНАСС

Представленные выше зависимости демонстрируют существенное влияние изменения ΠB3 на разности соответствующих измеренных псевдодальностей между НКА и наземными станциями, в отличие от прямых измерений НКА – станция, так как пиковые значения ЧП превышают аналогичные ЧП прямых измерений почти в два раза. Этот факт дает возможность при обработке измерений выделить ПВЗ на фоне прочих влияющих на псевдодальность факторов и потенциально обеспечить лучшую сходимость и точность оценок. Кроме того, возможны варианты подбора таких сеансов, при которых ЧП отдельных компонент вектора ПВЗ существенно различаются по абсолютной величине и знаку, что позволяет провести их раздельную оценку. Эти возможности могут быть реализованы путем планирования навигационных экспериментов на основе априорного вычисления ЧП на соответствующем интервале.

Заметим также, что приведенные выше зависимости позволяют «подобрать» под конкретные эксперименты наземную станцию (или станции), использование которых при измерениях даст лучшую сходимость численного метода обработки измерений в силу более выраженного влияния ПВЗ и превышения абсолютных значений ЧП измерений от конкретной станции по конкретному НКА в сравнении с остальными.

Таким образом, можно утверждать, проведенный ЧТО анализ И представленные результаты позволяют проводить «настройки» алгоритма формирования измерений в целях повышения точности оценок и сокращения объема вычислений. Например, для максимизации ЧП по DUT важным является максимальное удаление по оси Оу соответствующей координаты спутника от станции при одновременном условии максимизации координаты Xg станции либо максимальное удаление по оси Ох соответствующей координаты спутника от станции при одновременном условии максимизации координаты Үд станции. Подобный анализ по всем ЧП и ПВЗ позволяет априори сделать выводы о предпочтительном размещении станций и выбрать пары КА (ВКК или СВС) – станция для взаимодействия.

Обсудим свойства ЧΠ далее аналогичные применительно К перспективным дополнениям ГЛОНАСС (BKK). Так как аналитически выражения ЧП для этой ОГ идентичны выражению (2.18) применительно к СВС, ключевыми факторами с точки зрения потенциальных возможностей уточнения ПВЗ на борту НКА ВКК будут являться их динамика и амплитуда значений. Для проведения такого анализа достаточно построения суточной динамики зависимостей. Так как орбиты ВКК – геосинхронные, полученные на суточном интервале зависимости будут повторяться далее для каждого из НКА с незначительными изменениями. На длительных интервалах в силу прецессии линии узлов орбит ВКК динамика частных производных будет повторяться применительно к различным НКА из созвездия ОГ. На рис. 2.28 и 2.30 приведены результаты сравнения динамики ЧП применительно к НКА ГЛОНАСС ВКК и



СВС. Показано, что динамика и абсолютные значения ЧП вследствие схожего наклонения орбит КА различных сегментов близки по характеру.

Рис. 2.29. ЧП дальности по DUT для Калининграда и Енисейска для КА 1 и КА



Рис. 2.30. ЧП дальности по DUT для КА № 1 ГЛОНАСС ВКК и нескольких станций

Как следует из рис. 2.29, 2.30, выбор конкретных номеров НКА ВКК и станций сводится к анализу:

- динамики ЧП;
- возможности проведения сеансов (так, например, станция в Венесуэле не подходит для решения поставленных задач по уточнению ПВЗ, а станция в Эфиопии может работать только с КА ВКК под номерами 2, 4, 6);
- длительности сеанса (так, например, для DUT у КА 1 в Петропавловске-Камчатском наиболее длительный сеанс, для других КА это будут другие станции);
- влияния выбранного параметра на значение псевдодальности (например, для КА 1 наибольшую ЧП по DUT в силу относительного расположения дают станции в Петропавловске-Камчатском и Енисейске).

Важным фактором, определяющим точность оценок и скорость процесса сходимости процедуры МНК, является подбор пар «НКА – станция», обеспечивающих наилучшее оценивание конкретного ПВЗ, когда ЧП по двум другим компонентам ПВЗ близки к нулю и взаимная зависимость оценок в процессе уточнения не проявляется. Подобный эффект можно наблюдать на рис. 2.31 – 2.35, где показана динамика отдельных ЧП применительно к различным парам «НКА – станция».



Рис. 2.31. ЧП дальностей между КА 1 и станцией, м/рад, Калининград



Рис. 2.32. ЧП дальностей между КА 2 и станцией, м/рад, Калининград



Рис. 2.33. ЧП дальностей между КА 1 и станцией, м/рад, Енисейск



Рис. 2.34. ЧП дальностей между КА 1 и станцией, м/рад, Петропавловск-

Камчатский



Рис. 2.35. ЧП дальностей между КА 2 и станцией, м/рад, Петропавловск-Камчатский

Как уже было показано на примере НКА СВС, весьма перспективной с точки зрения повышения «наблюдаемости» ПВЗ по измерениям псевдодальностей и их разделимости в процессе оценки представляется обработка разностей псевдодальностей между выбранными НКА и станциями. Аналогичное утверждение также применимо к НКА ВКК. В частности, как следует из рис. 2.36, влияние эволюции *у*_{*p*} на динамику ЧП возрастает вдвое. Аналогичным образом можно подобрать такие пары, для которых будет нивелировано влияние двух компонент вектора ПВЗ и усилено влияние третьей



из них, оценка которой будет производиться по таким комбинированным измерениям.

Рис. 2.36. ЧП разностей дальностей для пар КА 1-станция и КА 2-станция, м/рад, Енисейск

Необходимо отметить, что длительность сеанса измерений применительно к НКА ВКК в силу геосинхронности орбит в сравнении с НКА СВС больше, что позволяет подобрать условия проведения измерений с целью минимизации влияния ряда неконтролируемых факторов и согласования сеансов с другими технологическими циклами, выполняемыми на борту НКА, на точность оценок.

Анализ результатов эволюции ЧП дальностей и разностей дальностей по компонентам ПВЗ для различных ОГ ГЛОНАСС позволяет сделать вывод, что технология уточнения ПВЗ на борту, разработанная для единого созвездия ВКК плюс СВС, имея одной из целей минимизацию ресурсозатрат, должна формироваться с учетом факторов, влияющих на наблюдаемость оцениваемых параметров, включая подбор мест расположения станций, рабочих пар «НКА – станция», планирование сеансов измерений. При этом выбор технологии должен определяться соображениями удобства построения общего технологического цикла для созвездия ВКК + СВС с учетом ограничений на аппаратные и временные ресурсы.

2.5.2. Потенциально достижимая точность и скорость сходимости оценок ПВЗ в условиях влияния неконтролируемых факторов

Как было замечено ранее, одним из основных факторов, препятствующих получению высокоточных оценок, являются ошибки эфемерид НКА, привносящие в выражение (2.5) существенную систематическую ошибку. Особенно остро эта проблема проявляет себя, если речь идет о режиме прогнозирования эфемерид без закладок с Земли, поскольку в таком случае ошибки эфемерид имеют гармонический характер и экспоненциальную расходимость с различной скоростью роста для бинормальной, трансверсальной и радиальной составляющих ошибок координат в орбитальной СК (см. главу 1).

Для исследования влияния ошибок эфемерид НКА на процесс сходимости МНК при уточнении ПВЗ в рамках данной главы будем интерпретировать их как случайные процессы с характеристиками, зависящими от детализации модели движения НКА в поле действия возмущающих сил с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов, таких как аномалии гравитационного потенциала Земли, притяжение третьих тел, давление солнечного света, альбедо и т.д. (см. главу 1). При этом эволюцию погрешностей эфемерид НКА удобно представить в виде трех компонент в орбитальной СК: радиальной, трансверсальной и бинормальной:

$$\Delta r = \left(a_{or} + a_{1r} \cdot T + a_{2r} \cdot T^{2}\right) \cdot \sin\left(\omega_{r} \cdot T + \varphi_{r}\right),$$

$$\Delta n = \left(a_{on} + a_{1n} \cdot T + a_{2n} \cdot T^{2}\right) \cdot \sin\left(\omega_{n} \cdot T + \varphi_{n}\right),$$

$$\Delta l = \left(a_{ol} + a_{1l} \cdot T + a_{2l} \cdot T^{2}\right) + \left(b_{ol} + b_{1l} \cdot T\right) \cdot \sin\left(\omega_{l} \cdot T + \varphi_{l}\right),$$

где a_0, a_1, a_2, b_0, b_1 — коэффициенты квадратичного тренда; ω и φ — гармонические коэффициенты; T — время в днях.

Представленная модель является достаточно грубым описанием эволюции ошибок прогнозирования, однако на длительных интервалах, в силу существенного различия амплитуды расходимости вычисляемых траекторий движения каждого НКА ОГ в зависимости от его номера и положения эклиптики относительно Солнца, данный факт необязательно принимать во внимание. Рассмотрим также ограничения на проведение сеансов измерений, которые обусловлены конкретными инфраструктурными и техническими особенностями эксплуатации спутниковых систем, связанными с необходимостью размещения соответствующих аппаратных и программных средств как на борту НКА, так и на Земле, а также с существованием иных циклограмм функционирования полезных нагрузок в режиме эксплуатации ОГ.

Таким образом, исследование влияния физических, технических и технологических факторов на результаты уточнения ПВЗ предполагает анализ характеристик точности оценок ПВЗ в условиях:

- вариабельности частоты и общего количества измерений на интервале,
- допустимой частоты повторения сеансов измерений,
- длительности сеансов,
- подбора различного количества участвующих НКА и используемых станций,
- обмена данными между НКА и пропускной способности этого канала.

Уточняемая на борту модель ПВЗ может быть представлена несколькими вариантами, различающимися степенью полинома, описывающего их эволюцию (см. раздел 2.2). Самый простой способ – уточнение ПВЗ как констант — имеет недостаток, связанный с «уходом» фактических значений оцениваемых параметров на интервале накопления измерений. Представление ПВЗ в виде линейных трендов осложнено последующей их оценкой в связи с наличием шумов измерений в условиях оценивания величин существенно различающихся порядков (постоянной части ПВЗ и существенно меньшей суточной производной их изменения). Представление ПВЗ в виде полиномов 2-й степени усложняет процесс оценивания в силу наличия большого числа компонент вектора состояния, для оценки которых необходимы соответствующие условия наблюдаемости. Иными словами, представляется необходимым использовать для анализа все перечисленные выше варианты модели уточняемых ПВЗ. Исследование перечисленных факторов проводилось путем моделирования, функциональная схема которого изображена на рис. 2.37.



Рис. 2.37. Функциональная схема моделирования в интересах анализа влияния неконтролируемых факторов на точность оценок ПВЗ

Влияние организации сеансов измерений отдельно взятых в экспериментах. Результаты исследования влияния условий проведения экспериментов по накоплению и обработке измерений псевдодальностей между НКА и наземными станциями на конечную точность получаемых оценок приведены на рис. 2.38, 2.39. Конкретно, на рис. 2.38 и 2.39 приведены зависимости применительно к варьированию в экспериментах числа НКА: одного, трех и шести, организующих сеансы с тремя разнесенными по миру станциями. Зависимости демонстрируют ошибки оценок ПВЗ, выраженные в mas для уровня доверительной вероятности 0,95 при различном количестве обрабатываемых измерений.







Количество

10000

— 6 KA ∆UT

измерений, шт

На основе результатов экспериментов, приведенных на рис. 2.38 и 2.39, можно сделать следующие выводы. Точность результатов обработки зависит от количества измерений нелинейно, что связано с ростом методической ошибки оценки эволюционирующих ПВЗ при оценивании их в МНК как констант. Иными словами, увеличение числа НКА, которое позволяет на коротком интервале повысить точность оценок (см. рис. 2.38 и 2.39), приводит лишь к ускорению накопления выборки измерений нужного размера, так как в конечном счете количество измерений, обработанных в единицу времени (интервал – сутки), при прочих равных условиях определяет точность оценок. Таким образом, представленные зависимости и результаты их анализа позволяют определить необходимое количество измерений, подлежащих обработке в течение суток, исходя из требований к точности получаемых оценок ПВЗ и количества располагаемых для проведения сеансов НКА. Сделанное здесь заключение справедливо для решения задачи по уточнению ПВЗ на борту в условиях наличия эфемеридно-временной информации.

Влияние ошибок измерений. При прочих равных условиях среднеквадратическое отклонение (СКО) случайных ошибок измерений (шума с

174

нормальным распределением) в первом приближении линейно влияет на СКО ошибок оценок ПВЗ (рис. 2.40). Необходимо отметить, что не имеет смысла рассматривать влияние СКО систематических ошибок ввиду их значительного количества и максимального достигаемого значения, что неизбежно приводит к расходимости результатов оценивания МНК. В этой связи работать с систематическими компонентами ошибок измерений следует иначе, рассматривая каждую из них как согласующий параметр.



Рис. 2.40. СКО ошибок оценок ПВЗ (x_p, y_p – mas, ΔUT – 15·ms) в зависимости от СКО случайных ошибок измерений

На рис. 2.40 приведены зависимости, характеризующие СКО ошибок оценок ПВЗ, где х_p, у_p – обозначения ошибок оценок смещения полюса, а ΔUT – ошибка оценки неравномерности вращения Земли. Индексы 1 и 2 в обозначениях представленных зависимостей указывают на количество накапливаемых в эксперименте измерений для обработки МНК на одном мерном интервале, индекс 1 соответствует варианту использования 1000 измерений, индекс 2 варианту использования 2000 измерений. Наибольший эффект увеличения

количества измерений до 2000 достигается в отношении погрешностей определения полюса благодаря относительной стабильности эволюции x_p, y_p, тогда как неравномерность вращения Земли оценивается менее точно даже при большем количестве измерений В силу объективно существующей неопределённости ее эволюции. Кроме того, заметно, что увеличение количества обрабатываемых измерений оправданно только в условиях существенного роста СКО шума измерений, тогда как при текущем достижимом уровне шума радиотехнических измерений (0,1 м) и тем более КОС (<0,1) даже 1000 измерений в сутки для одной итерации отработки алгоритма является избыточным количеством с точки зрения получаемой точности оценок.

Оценка параметров тренда эволюции ПВЗ. Попытка оценить коэффициенты линейного или квадратичного полиномов, описывающих эволюцию ПВЗ, показала, что решение этой задачи, как и ожидалось, требует большего числа измерений. В частности, для оценки коэффициента линейного тренда, описывающего временную зависимость изменения ПВЗ, результат расчета зависимости получаемой точности оценок от количества измерений представлен на рис. 2.41.



Рис. 2.41. Ошибки оценки нулевых компонент ПВЗ в mas и производных эволюции ПВЗ mas/cyт

На рис. 2.41 приведены зависимости, характеризующие ошибки оценок коэффициентов линейных трендов, описывающих эволюцию ПВЗ, как функции числа обработанных измерений, а именно начальные значения и производные суточного изменения. Заметно, что для уточнения параметров даже линейного полинома требуется на порядок большее число измерений (не 500-1000, как было показано выше, а более 5000), что может привести к сложности технической реализации такой процедуры в силу ограничений на количество станций, количество задействованных НКА, зоны взаимной видимости, ресурсы бортовой аппаратуры. Использование для оценки ПВЗ коэффициентов квадратичных зависимостей практически нереализуемо, так как требует еще большего, чем показано на рис. 2.41, количества измерений. Подобные интервалы накопления измерений (до 10 000) могут требовать нескольких суток работы НКА и станции в рамках одной циклограммы уточнения, что влечет за собой потенциальное расхождение модели эволюции любого из параметров ПВЗ отличную OT используемого В алгоритмах обработки априорного В предположения о его тренде сторону. Таким образом, в первом приближении целесообразно рассматривать при оценке ПВЗ их значения как константы, а интервалы накопления измерений и частоту повторения сеансов подобрать предлагаемым выше образом. В таком случае погрешностью, вызванной уходом ПВЗ (для DUT за сутки дельта в некоторых случаях может доходить до 2 ms) за период «устаревания» измерений (два часа), можно пренебречь.

Влияние ошибок эфемерид. Ошибки эфемерид НКА в инерциальной СК (здесь и далее предполагаем, что координаты используемых наземных объектов известны в земной СК с очень высокой точностью, т.е. имеют миллиметровую ошибку привязки) оказывают наибольшее влияние на сходимость МНК и точность формируемых оценок ПВЗ. При этом неучет даже незначительного тренда роста ошибок (0,1 м в СКО ошибок в сутки для составляющих координат КА) в модели динамики и накопления 2000 прямых скорректированных на часы НКА и станций измерений приводит к получению неадекватных реальной

эволюции оценок ПВЗ, использовать которые бессмысленно. Компенсация возможна путем включения составляющих (главным образом радиальной) погрешностей эфемерид НКА в оцениваемый МНК вектор состояния (как это показано в соотношении (2.24)). Однако включать их в оцениваемый вектор как константы можно лишь тогда, когда ошибки эфемерид постоянны, даже если их значения велики (до 100 м). Если же имеет место динамика этих ошибок на рассматриваемом отрезке, а, как известно, она присутствует при условии прогнозирования эфемерид всегда, и коэффициент тренда, описывающего эту динамику, неизвестен, то, как показало моделирование, в качестве оцениваемых компонент вектора состояния и в число соответствующих элементов матрицы частных производных нужно включать для каждого НКА неизвестные параметры тренда: начальное значение и коэффициент роста. В таком случае алгоритм МНК демонстрирует сходимость и формирует адекватные оценки ПВЗ. Эксперименты подтвердили, что максимально быстрое накопление измерений на коротких интервалах способствуют существенному (на порядок) повышению точности оценок ПВЗ в условиях действия обсуждаемого здесь фактора. В частности, если рост СКО ошибок эфемерид составляет 1 см в сутки, при наличии в МНК описанных выше процедур адаптации к ошибкам эфемерид и накоплении 1000 измерений ошибки оценок ПВЗ для уровня вероятности 0,95 не превышают 15 mas, что, однако, немало с точки зрения предъявляемых требований к итоговой ЭППД. При отсутствии механизма адаптации элементов матрицы ЧП к тренду ошибок эфемерид не удается достичь устойчивого решения МНК, обладающего сходимостью. В подобной ситуации, если речь идет о необходимости уточнения ПВЗ вне оперативного режима функционирования ОГ и в отсутствие закладок с Земли высокоточной ЭВИ, выходом является привлечение межспутниковых измерений и их интеграция в рамках процедур развиваемой автором информационной технологии. Так как на основе обработки межспутниковых измерений возможно уточнение эфемерид НКА В инерциальном пространстве, то общая интеграция измерений в едином технологическом цикле в конечном итоге повысит точность получаемых оценок

ПВЗ благодаря возможности реализации полноценной процедуры «замыкания» изменяющегося единого геофизического поля на косвенным образом измеряемое взаимное положение объектов, расположенных и на земной поверхности, и на орбитах.

2.5.3. Статистические характеристики потенциальных оценок ПВЗ и соответствующего им уровня ЭППД

Проведенные в соответствии со схемой, представленной на рис. 2.37, и алгоритмом, изложенным в разделе 2.4, эксперименты показали, что, несмотря на сильные расхождения в значениях ЧП при проведении измерений псевдодальностей до различных станций, так или иначе при накоплении значительного их массива (более 500) оптимизация размещения станций дает вклад в повышение точности оценок ПВЗ порядка 20% при необходимом условии, что значения ЧП в определенные отрезки времени отличны от нуля. В противном случае оцениваемые параметры ненаблюдаемы в экспериментах с данной станцией. График зависимости ЭППД от выбора одной станции, относительно которой проводятся сеансы измерений, приведен на рис. 2.42.



Рис. 2.42. Значение ЭППД по каждому ПВЗ и в целом для всех в зависимости от выбора используемой станции

179

Заметно, что кратного выигрыша в уточнении какого-либо из ПВЗ и соответствующего снижения ЭППД не достигается, но выбрать вариант, обеспечивающий повышение точности на 20%, можно, что является в целом ощутимым улучшением. Улучшение может быть еще большим, но для этого необходимо «расставлять» станции там (с максимальной средней ЧП по конкретному параметру), где это невозможно в силу политических и причин, экспериментах данной работе технических тогда как В В рассматривались только существующие на данный момент и перспективные, потенциально возможные места размещений автономных наземных станций. Как показали эксперименты, достаточной (под достаточностью понимается, что большее число станций даст еще более точные значения формируемых оценок ПВЗ, но разница в точности едва значительна) будет комбинация из трех станций, каждая из которых дает в определенные интервалы времени близкие к максимальным значениям ЧП по одной компоненте вектора ПВЗ при минимальных в то же время значениях ЧП по другим компонентам вектора ПВЗ. При этом необходимо отметить, что полностью исключить корреляцию оценок ПВЗ нельзя, но, как показали эксперименты, этого и не требуется.

Наихудшей комбинацией оказалось, как и следовало ожидать, сосредоточение станций в одном месте, поскольку при этом возникают проблемы с взаимозависимостью оценок ПВЗ, формируемых МНК, и возможностью получения «ложного» решения при минимальных невязках массивов расчетных и фактических измерений. Одновременно возникают проблемы нарушения периодичности условий проведения измерений при построении циклограммы сеансов измерений различных НКА на суточном интервале.

Стоит добавить, что размещение станций в некоторых точках земной поверхности приведет к значительным ошибкам определения отдельных компонент ПВЗ. Так, например, размещение станции в точке пересечения экватора нулевым меридианом или меридианом 90° восточной или западной долготы приведет к тому, что соответствующее изменение одной из компонент

180
вектора перемещения полюса станет ненаблюдаемым, а размещение на широтах, близких к полярному кругу, приведет к невозможности определения поправки к суточной нестабильности Всемирного времени.

Зависимость ЭППД от выбора конкретных НКА СВС не выявлена, что было ожидаемо в силу изосинхронности их орбит и взаимозаменяемости. Необходимо лишь отметить, что номера НКА для сеансов определяются временем суток и их расположением относительно станций. Данный факт говорит о возможности выбрать НКА, обладающие наиболее «свежими» и/или точными эфемеридами или наилучшими характеристиками бортовых аппаратных средств.

Проведенные исследования процесса уточнения ПВЗ, при которых варьировались ошибки измерений, показали, что в целом данный фактор оказывает существенное влияние на получаемую точность (см. предыдущий подраздел). Типовой сеанс при СКО 0,1 м случайной ошибки измерений позволяет определить ошибки оценок ПВЗ, представленные на рис. 2.43, 2.44.



Рис. 2.43. Ошибки оценок ПВЗ при обработке 2000 измерений (СКО ошибки 0.1 м) МНК, накопленных с использованием 6 НКА



Рис. 2.44. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений (СКО ошибки 0.1 м) МНК, накопленных с использованием 6 НКА

Из приведенных результатов следует, что с вероятностью 0,95 ЭППД, обусловленная погрешностью знания ПВЗ, не превышает 7,2 см. Типовой сеанс при СКО 0,2 м случайной ошибки измерений позволяет определить ошибки оценок ПВЗ, представленные на рис. 2.45 и 2.46.



Рис. 2.45. Ошибки оценок ПВЗ при обработке 2000 измерений (СКО ошибки 0.2 м) МНК, накопленных с использованием 6 НКА



Рис. 2.46. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений (СКО ошибки 0.2 м) МНК, накопленных с использованием 6 НКА

Из приведенных результатов следует, что с вероятностью 0,95 ЭППД, обусловленная погрешностью знания ПВЗ, не превышает 12 см. При СКО ошибки измерений 0,5 м с вероятностью 0,95 ЭППД не превышает 21 см. Случайные ошибки измерений, естественно, оказывают влияние на точность получаемых оценок ПВЗ и соответствующую им ЭППД, однако, как показали эксперименты, парировать данный эффект можно увеличением количества измерений. Так, например, при обработке 4 000 измерений вместо 2 000 ЭППД уменьшается с 21 до 13 см.

Итоговая зависимость ЭППД от СКО случайных ошибок измерений представлена на рис. 2.47.



Рис. 2.47. Зависимость ЭППД при обработке 4000 измерений МНК, накопленных с использованием 6 НКА, от СКО случайных ошибок измерений

Подчеркнем, что представленные выше результаты, в том числе ЭППД ~7 см (СКО), получены в предположении относительной синхронизации бортовых и наземных шкал времени, компенсации погрешностей распространения сигнала в атмосфере и отсутствия «ухода» ошибок эфемерид НКА в инерциальной СК. Таким образом, они удовлетворяют предъявляемые в данной работе к итоговой ЭППД требования с точки зрения величины ошибки за счет ПВЗ при условии, что перечисленные три фактора будут либо устранены, либо учтены каким-либо образом.

Как уже неоднократно утверждалось ранее, ошибки эфемерид НКА влияют на точность получаемых оценок ПВЗ, ухудшая ее весьма существенно. Чтобы проанализировать уровень их влияния, рассмотрим для начала использование в экспериментах постоянных значений ошибок эфемерид НКА, разыгрываемых случайным образом в интервале от 0 до 20 м. Даже при максимальном значении ошибок эфемерид по компонентам каждого из НКА ГЛОНАСС, участвующего в обработке измерений, ПВЗ оцениваются с неплохим уровнем точности (рис. 2.48). При этом необходимой процедурой для

поддержания процесса сходимости оценок является периодическая инициализация начальными значениями тех компонент оцениваемого вектора состояния, которые согласуют систематические ошибки. Условием инициализации является превышение их значений априорных величин таких ошибок в десять раз.



Рис. 2.48. Общая ЭППД при обработке 1000 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с постоянными ошибками эфемерид

НКА до 20 м, СКО ЭППД 0,3 м

Возросший относительно приведенных ранее результатов оценки ПВЗ уровень ЭППД парируется увеличением количества измерений (рис. 2.49).



Рис. 2.49. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с постоянными ошибками эфемерид НКА до 20 м, СКО ЭППД 0,11 м

Для анализа влияния на процесс оценки ПВЗ эволюционирующих во времени ошибок эфемерид НКА были проведены эксперименты, в которых ошибки эфемерид НКА возрастали по линейному закону (справедливо только на коротких временных интервалах). В результате нарастание ошибок эфемерид на интервале накопления измерений перед обработкой МНК, в котором ошибки эфемерид оцениваются как константы, со средней скоростью 0,1 см в день (здесь и далее под скоростью ухода будем понимать проекцию составляющей ошибок НКА по радиусу) приводит либо к расходящимся оценкам, либо к чрезмерно большим их ошибкам. Так, при возрастании ошибок эфемерид на 0,2 см в день их эволюция в периоды накопления измерений приводит к фактической ненаблюдаемости ПВЗ, так что генерируемые МНК оценки расходятся (рис. 2.50).



Рис. 2.50. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с эволюционирующими ошибками эфемерид НКА около 0,2 см в день

Очевидно, что подобный уровень требований к «уходу» ошибок эфемерид фактически недостижим. В связи с этим для парирования данной проблемы предлагаются два подхода. Во-первых, допустимо уменьшение интервалов накопления измерений, в результате чего «уход» ошибок эфемерид будет минимальным и его влияние на процесс оценивания не будет приводить к расходимости оценок. Так, например, выглядит эволюция ЭППД при условии обработки не более 800 измерений МНК и оценки ошибок эфемерид как констант, скорость ухода которых составляет 1 см в день (рис. 2.51).



Рис. 2.51. Общая ЭППД при обработке 800 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с эволюционирующими ошибками эфемерид НКА около 1 см в день

Зависимость на рис. 2.52 показывает, что МНК обеспечивает сходимость оценок интервалами, однако в силу ограниченности выборки измерений и неравномерности периодов их накопления (учитываются 3 НКА) появляются «выбросы» ошибок оценок. Данные выбросы легко детектируются путем сравнения с прогнозными значениями ПВЗ. В результате соответствующие оценки можно исключить из рассмотрения, так что и зависимость ЭППД приобретает вид, показанный на рис. 2.52.



Рис. 2.52. Общая ЭППД при обработке 800 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с эволюционирующими ошибками эфемерид НКА около 1 см в день, и устранении «выбросов» оценок

Такой вариант, основанный на сокращении интервалов накопления и повышения частоты обработки измерений, имеет некоторую аналогию с текущей ситуацией при регулярной загрузке данных с НКУ для поддержания показателя ЭППД ГЛОНАСС на высоком уровне и, соответственно, обладает такими же недостатками, главный из которых – отсутствие дальнейших перспектив совершенствования и «потолок» возможностей.

Второй вариант, призванный устранить проблему влияния ошибок эфемерид на результаты оценивания ПВЗ, обсуждался в подразделе 2.5.2. Он заключается во внесении в матрицы частных производных параметров, согласующих фактическую эволюцию ошибок эфемерид НКА путем создания простой имитационной модели. Эксперименты показали, что чем ближе модель «ухода» эфемерид при вычислении ЧП дальностей по компонентам ошибок эфемерид к реальной картине их «ухода», тем точнее оценки ПВЗ. Так, например, при использовании линейной зависимости ЧП дальности по компонентам ошибок эфемерид от времени с коэффициентом роста, отличным от нуля, процесс оценивания более стабилен (рис. 2.53).



Рис. 2.53. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с учетом эволюции ошибок эфемерид НКА около 1 см в день, и применении в МНК модели их линейного ухода в зависимости от времени

На рис. 2.53 показано, что в процессе оценивания обеспечивается приемлемая величина ЭППД, однако спустя 30 дней эксперимента все-таки наступает момент расходимости МНК вследствие нарастания рассогласованности возросших ошибок эфемерид НКА относительно модели их представления в МНК. Чтобы устранить нарастание такого рассогласования, коэффициенты тренда, учитываемого в ЧП, необходимо сделать по возможности близкими к фактическим. В таком случае процесс оценивания ПВЗ будет устойчивым на длительных временных интервалах (рис. 2.54).



Рис. 2.54. Общая ЭППД при обработке 2000 измерений МНК, накопленных с использованием 3 НКА с эволюционирующими ошибками эфемерид НКА около 1 см в день, и учете их линейного ухода в зависимости от времени в МНК. При уровне вероятности 0,95 ошибка составила 53 см

Таким образом, в случае включения параметров модели «ухода» ошибок эфемерид НКА в оцениваемый вектор состояния при достаточном количестве измерений удается получить как оценки ПВЗ, так и частично оценки ошибок эфемерид в проекциях на векторы дальностей «НКА – станция» при условии априори известного характера модели ухода ошибок эфемерид НКА. Как экспериментов использованием разработанного показали результаты С программного обеспечения, увеличение числа НКА с ошибками эфемерид, участвующих в процессе проведения измерений псевдодальностей до наземных станций и определения ПВЗ, не дает преимущества с точки зрения скорости накопления выборки измерения, так как добавление каждого нового НКА привносит неопределённость относительно неизвестных компонент ошибок эфемерид НКА, затрудняющих сходимость МНК при том же объеме выборки измерений.

Анализ показывает, что разработанные алгоритмы фактически нереализуемы на борту НКА в силу наличия неопределенных факторов и ряда организационных проблем либо реализуемы, но не полностью удовлетворяют требованиям по ЭППД. В связи с этим автором предложено в интересах повышения точности и обеспечения независимости функционирования ОГ ГЛОНАСС интегрировать две технологии, а именно объединить процессы уточнения эфемерид и ПВЗ в единый технологический цикл. Такая концепция детально обсуждается в 3-й главе настоящей работы.

2.6. Заключение к главе 2

В данной главе приведено обоснование необходимости и описание развиваемой информационной технологии (ИТ) уточнения ПВЗ на борту НКА ГЛОНАСС различных ОГ. ИТ основана на оптимизации априорных процедур прогнозирования ПВЗ и дальнейшем формировании оценок ПВЗ на основе обработки измерений псевдодальностей между НКА и сетью наземных станций. Сформулированы частные задачи, решение которых, в свою очередь, приводит к реализации предлагаемой технологии.

В частности, поставлена задача формирования методики прогнозирования ПВЗ для реализации на борту НКА. При этом рассмотрены ряд различных применяемых в этой области методов описания эволюции ПВЗ, произведено сравнение различных подходов и анализ имеющихся данных об изменениях параметров и способах их определения. Разработана методика оптимизации параметров прогнозирования в интересах повышения точности работы одноитерационного МНК, основанная на подборе оптимальных параметров настройки процедуры формирования прогнозных рядов данных, в частности для каждого интервала длительности прогноза и каждого параметра вектора ПВЗ предложены вид модели для аппроксимации данных и соответствующая длина интервала аппроксимации. Значения рекомендуемых параметров, полученных при отработке методики, проверены статистически на длительном (20 лет) историческом интервале. Сформирован задел для создания инструментов, предназначенных для использования на борту в режиме реального времени и позволяющих вырабатывать высокоточный прогноз на основе апостериорных данных. Определен гарантируемый с долей вероятности 0,95 уровень ошибок прогнозирования в зависимости от длительности интервала отсутствия данных.

Рассчитан максимальный вклад в ЭППД, который получается в связи с наличием ошибок в ПВЗ в процессе длительного функционирования ОГ без обновления соответствующих данных.

Поставлена задача повышения точности знания на борту ПВЗ благодаря применению информационной технологии, основанной на использовании измерений псевдодальностей до наземных станций. Для ее решения разработаны соответствующие модели наблюдаемости ПВЗ в процессе проведения сеансов измерений между НКА и наземными станциями, разработаны алгоритмы формирования оценок ПВЗ на основе соотношений, связывающих их динамику с измерениями, исследованы условия сходимости получаемых оценок. Проведен анализ различных факторов и технических характеристик, влияющих на результативность данной технологии, а именно определено следующее:

- обязательным является наличие как минимум трех станций,
 размещение которых должно быть как можно более разнообразным
 в отношении долготы и в отношении широты;
- рекомендуется вовлечение в циклограмму всей ОГ;
- принципиальных различий между привлечением НКА СВС или высокоорбитальных перспективных НКА нет, однако во втором случае наблюдаемость оцениваемых параметров лучше;
- необходимое количество измерений в сутки составляет 200 разнесенных по времени с равным шагом псевдодальностей между НКА и станциями;
- получаемая точность оценок измеряется единицами mas.

Соединение двух представленных выше технологий может обеспечить процесс загрузки данных о реальной эволюции ПВЗ на борт, снизить ЭППД за счет знания данных параметров, создавая таким образом задел для функционирования ОГ на длительных временных интервалах.

Тем не менее бортовая реализация всех представленных в главе методов и алгоритмов сопряжена как с техническими и вычислительными, так и с идеологическими трудностями. В частности, ключевым фактором получаемой точности оценок ПВЗ и соответствующей им ЭППД является уровень и характер погрешности, содержащейся в используемых при обработке измерений между НКА и наземными станциями координатах НКА. Таким образом, определение эфемерид НКА, которое согласно главе 1 является отчасти отдельно стоящей, но в то же время связанной задачей, должно осуществляться в едином комплексе вместе с ПВЗ. Построение такой процедуры, реализация ее совместно с отладкой при различных сценариях и условиях функционирования НКА является предметом обсуждения в третьей главе.

ГЛАВА 3. ОБОСНОВАНИЕ СОСТАВА МЕТОДОВ, АЛГОРИТМОВ И АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НКА ГЛОНАСС В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

Настоящая глава посвящена анализу возможности реализации полноценного технологического цикла функционирования современных и перспективных НКА ГЛОНАСС, обеспечивающего повышение точности эфемерид и независимого функционирования ОГ. Как уже отмечалось ранее, полученные в рамках данной работы результаты в области алгоритмов прогнозирования и уточнения на борту эфемерид НКА и ПВЗ справедливы при соблюдении ряда допущений, что не гарантирует достижения поставленных целей при реализации процесса В условиях действия объективных неконтролируемых факторов. Иными словами, принципиальная возможность внедрения предлагаемых информационных технологий представляет собой главный интерес. При этом существенным является определение требуемых технических характеристик аппаратных средств, облика проектных циклограмм взаимодействия ОГ и наземных станций, а также уровня неуточненных погрешностей, возникающих вследствие влияния неконтролируемых факторов на процесс формирования обрабатываемых на борту НКА измерений. Таким образом, необходим соответствующий инструмент исследований - стенд для отработки предлагаемых информационных технологий накопления И экспериментальной базы.

В настоящей главе приводится описание отдельных решений, примененных при разработке программного макета такого стенда, имеющего целью реализацию прототипов бортовых алгоритмов прогнозирования и уточнения эфемерид НКА, прогнозирования и уточнения ПВЗ, отработки предлагаемых технологий, исследования влияния ошибок измерений на точностные характеристики получаемых на борту оценок эфемерид и ПВЗ, верификации результатов экспериментальных исследований с помощью реальных данных и оптимизации в широком смысле алгоритмов. Рассмотрим далее интеграцию технологий, описанных в главах 1 и 2. 3.1. Варианты циклограмм процессов совместного уточнения эфемерид и ПВЗ на борту НКА ОГ ГЛОНАСС различных сегментов с учетом возможности обмена информацией по МРЛ

Так как именно привязка ОГ к Земле определяет для нее в конечном итоге возможность функционировать как ГНСС с требуемыми для потребителя характеристиками, то для обсуждения вариантов реализации технологических циклов обратимся вновь к соотношению, описывающему выражения для псевдодальности, на основе которого построен процесс уточнения ПВЗ. Аддитивная векторная «добавка» к координатам станции в упрощенном виде была приведена в (2.15). Отметим, что в (2.15) координаты НКА содержат ошибки, влияющие на значения вычисляемых дальностей. Данный факт необходимо дополнить еще одним: в итоговом выражении, описывающем значение измерения более детально (2.16), присутствуют аддитивно и другие компоненты ошибок, вызываемых не только эволюцией ПВЗ, но и влиянием различного рода неконтролируемых факторов. Все представленные в (2.16) погрешности измерения псевдодальности имеют различную физическую природу и присущую только им функциональную зависимость, описывающую их эволюцию во времени.

Погрешности, вызванные выносами ФЦ и релятивизмом, пока опустим, предполагая, ЧТО первые можно компенсировать путем проведения специальных сессий МСИ, описанных в следующей главе, а для вторых применить подходящую модель. Таким образом, при реализации предлагаемой информационной технологии на борту КА необходимо учитывать наличие представленных в (2.16) неконтролируемых факторов. Попытка включить их в качестве оцениваемых систематик или согласующих основное решение параметров приводит к тому, что размерность формируемого алгоритмом оптимальной фильтрации измерений расширенного вектора состояния возрастает при любом добавлении в эксперимент новых абонентов линии «НКА - наземная станция». Поэтому необходимы либо процедуры их минимизации в рабочем цикле, либо процедуры повышения робастности результатов обработки измерений по отношению к присутствующим ошибкам. Таким образом, облик циклограмм будет в конечном итоге определяться составом информации, которая может быть использована в рамках реализованной технологии уточнения ПВЗ на борту НКА. В частности, она может включать следующие варианты выполняемых операций:

А) передачу по МРЛ только измерений между парами НКА СВС/ВКК и НКА СВС/ВКК и станциями и соответствующей измерениям ЭВИ НКА СВС+ВКК и обработку их на борту. Этот вариант не самый удачный в силу описанных выше проблем из-за значительного количества погрешностей и потому не является достаточным для достижения поставленной цели, но является необходимым;

Б) передачу между всеми абонентами данных об ионосферных картах либо о поправках распространения сигналов в ионосфере или тропосфере, которые были сформированы по результатам обработки в привязанных к наземным станциям дополнениях. Этот вариант обмена информацией наиболее полезен в интересах уточнения ПВЗ в отсутствие возможности установки и использования вместе с наземными станциями обыкновенного двухчастотного ГНСС-приемника и либо радиометра водяного пара (РВП), либо оптического терминала (КОС/МЛНСС). Таким образом, данный вариант организации взаимодействия является и необходимым, и достаточным для всех НКА и некоторых станций, не оснащенных названной выше аппаратурой;

В) передачу измерений между парами НКА различных ОГ (СВС/ВКК) и обработку измерений в интересах уточнения эфемерид НКА СВС и НКА ВКК в инерциальной системе координат. Такой вариант представляет собой потенциально полезное дополнение к процессу обмена данными между НКА ВКК в интересах уточнения эфемерид НКА ВКК и НКА СВС по межспутниковым измерениям. Однако целесообразность реализации данного функционала неочевидна, поскольку обмена данными между НКА вКК достаточно для уточнения эфемерид этой орбитальной группировки, а необходимость технического усложнения аппаратных средств существующих и

перспективных КА СВС с целью построения МРЛ между СВС и ВКК не столь очевидна. Таким образом, данный вариант не только не является необходимым для достижения поставленных целей, но и сомнителен с точки зрения возможностей реализации.

С учетом изложенного неотъемлемой частью перспективной информационной технологии независимого формирования на борту НКА эфемеридно-временной информации является возможность уточнения или определения на основе имеющихся данных различных измерительных средств задержек радиотехнического сигнала в ионосфере и тропосфере. Такое уточнение без операционного вмешательства НКУ и соответствующей инфраструктуры возможно путем синхронизации передаваемых данных по МРЛ с КА СВС с включением туда сформированных на разных частотах (если это позволяют аппаратные средства СВС и ВКК, если нет – то с помощью приемника сигналов ГНСС на наземной станции, подключенного к единому синхронизатору) измерений псевдодальностей до наземных станций и их обратной геометрической интерпретации спутниками различных ΟΓ. Остаточной погрешностью будут при этом выносы ФЦ и задержки в приемных и передающих трактах бортовых устройств НКА и станций, которые необходимо предварительно оценить, в противном случае нужная точность ЭВИ не будет достигнута. Передавать данные целесообразно на каждый НКА ОГ, а не только на работающий в паре со станцией в данный момент и находящийся в зоне видимости, так как это позволяет менять номер интегрирующего данные НКА в случае выхода из строя выполняющего данную роль предшественника.

Из сказанного вытекает необходимость передачи между всеми автономными объектами (и наземными, и в составе ОГ) значительного объема данных, в том числе через промежуточных абонентов. На рис. 3.1 и 3.2 приведены использованные в макете прототипы циклограмм выполнения описанных операций.



Рис. 3.1. Прототип циклограммы выполнения технологических операций формирования и обработки измерений «НКА ВКК – наземная станция»



Рис. 3.2. Прототип циклограммы выполнения технологических операций при уточнении ПВЗ на борту НКА ВКК с использованием МРЛ между НКА

ВКК и СВС

Представленные циклограммы наводят на мысль, ЧТО В рамках рассматриваемой общей задачи совместного уточнения ПВЗ и эфемерид на борту возникает частная задача организации передачи массивов данных между абонентами, от решения которой зависят результат решения общей задачи и получаемые точностные характеристики формируемых и расчетных измерений и решение которой, в свою очередь, целиком зависит от имеющихся на борту ресурсов. Использование в задаче только МРЛ текущей БА не обеспечит возможность передачи требуемых объемов данных в рамках представленных циклограмм, и необходима доработка данного сценария. В то же время привлечение МЛНСС существенно (на порядки) увеличивает потенциальные характеристики выстраиваемых циклограмм взаимодействия.

3.2. Повышение робастности реализуемой технологии по отношению к составу и уровню неконтролируемых факторов

Из выражения (3.1), приведенного далее, следует, что попытка определить погрешности $\Delta d_{\Pi B3}$, вызванные изменением ПВЗ, в результате обработки измеренных псевдодальностей не приводит к наблюдаемости всех компонент правой части этого выражения, поскольку не удается аналитически определить частные производные выражения (2.12) для всех компонент вектора погрешностей, так как значения элементов матрицы ЧП для ионосферной и тропосферной задержек, погрешностей эфемерид КА в направлении радиусвектора и бортовых часов будут иметь значение «1». Иными словами, это означает, что все параметры, представленные в уравнении (3.2), приведенном далее, взаимосвязаны с точки зрения алгоритма минимизации функции невязок, т.е. не могут корректно уточниться на основе традиционной версии МНК. Выход из подобной ситуации состоит в использовании свойства так называемой асимметричной наблюдаемости перечисленных погрешностей, выше состоящего в различной форме представления соответствующих зависимостей погрешностей аддитивных ошибок измерений. Поясним сформулированное положение на конкретном примере. С этой целью рассмотрим диаграмму, отображающую вклад той или иной погрешности в изменение дальности между НКА и станцией. На рис. 3.3 ниже приведены наиболее существенные из тех факторов, о раздельной ненаблюдаемости которых шла речь.





На рис. 3.3 различной штриховкой обозначены диапазоны возможного изменения каждой из обсуждаемых погрешностей. Видно, что не только абсолютное значение, но и динамика возможного вклада каждой погрешности в итоговое значение измеренной псевдодальности различны. Таким образом, реализация задуманной информационной технологии в части устранения неопределенных и случайных неконтролируемых факторов опирается на комбинацию обязательных мероприятий, включающую как поэтапное устранение некоторых погрешностей на основе моделей либо данных, так и их совместное уточнение в составе вектора состояния на основе раздельной наблюдаемости специальным образом выстроенных сеансов измерений.

Повторим, что дополнительные возможности для компенсации обсуждаемых погрешностей в рамках разрабатываемых робастных алгоритмов оценивания могут представиться при реализации следующих мероприятий:

– проведения измерений на двух или трех частотах с формированием ионосферно-свободной комбинации (позволит почти полностью устранить ионосферную задержку непосредственно в процессе измерений при помощи аппаратуры нового поколения) — это наиболее простой и понятный механизм, но в настоящее время существующими средствами аппаратуры межспутниковых

измерений как на НКА, так и на наземных станциях он нереализуем, однако некоторая техническая доработка на соответствующей аппаратуре нового поколения путем добавления каналов L1, L2 ГНСС теоретически возможна, хотя и затратна;

– размещения в составе оборудования наземных станций приемника сигналов ГЛОНАСС (позволит вычислить поправку для компенсации задержки и передать в составе сообщения на борт КА) — данное мероприятие немного усложняет технологический цикл и требует синхронизации измерений от разных устройств (ГНСС L1, L2, S), однако не требует замены аппаратуры на НКА, благодаря чему значительно упрощается и удешевляется доработка, иными словами, оно представляется наиболее перспективным;

– размещения на станциях радиометров водяного пара, обработки собираемых ими данных и передачи в составе пакета сообщений по МРЛ соответствующих данных об оцененной влажной тропосферной задержке (позволит почти полностью компенсировать тропосферную задержку) — данное мероприятие требует проведения существенного объема работ по созданию, развертыванию и отладке соответствующих технических и программных средств, что делает описанный сценарий менее вероятным;

– взаимных обменов данными (в т.ч. запросными измерениями) между КА и станциями (позволит формировать разности псевдодальностей и устранять погрешности, вызванные часами и задержками в трактах работы аппаратуры) данное мероприятие возможно на текущий момент без каких-либо существенных сложностей в реализации;

– использования МЛНСС или ББКОС на НКА (одновременно открывает возможности высокоточной синхронизации часов внутри созвездия ОГ и между ОГ и наземными объектами) в целях корректировки радиотехнических измерений на тропосферную задержку — данное мероприятие требует проведения совместных сеансов измерений между НКА внутри ОГ и между НКА и наземными терминалами, что можно реализовать уже сейчас; при этом останется ряд технических нюансов по согласованию параметров

радиотехнических и оптических измерений и настройки соответствующего технологического цикла;

– обработки измерений МРЛ внутри созвездия в интересах совместного уточнения эфемерид, ПВЗ и уходов шкал времени часов НКА — данный алгоритм опирается на перечисленные выше сценарии и не может применяться без реализации хотя бы части из них.

Перечисленные мероприятия\процедуры могут быть реализованы частично, с изменениями или полностью, от чего в конечном счете будет зависеть конечный облик реализуемых циклограмм И алгоритмов и эффективность реализации технологии уточнения ПВЗ плюс эфемерид на борту КА и итоговая ЭППД. В работе были рассмотрены и отработаны в составе соответствующих процедур с использованием программного макета наиболее вероятные из перечисленных выше сценариев. Перейдем к описанию основных подходов и вариантов операций в алгоритмах уточнения ПВЗ применительно к модели ошибок измерения псевдодальности (3.1) с учетом всех обсуждаемых неконтролируемых факторов.

Погрешность часов КА. В целях нивелирования влияния ухода бортовых часов при обработке измерений используются псевдозапросные псевдодальности, формируемые путем сложения и вычитания прямых и встречных измерений между НКА и наземными станциями, поскольку штатное функционирование текущей аппартаруы НКА СВС и соответствующих наземных станций обеспечивает данный режим работы. При таком способе систематическая ошибка итогового расчетного аналога дальности снижается, оставляя случайную ошибку часов на уровне единиц нс (0,95) и неучтенную шумовую ошибку аппаратуры, имеющую, в свою очередь, СКО порядка 10 см. И та и другая ошибка подвержены оптимальной фильтрации измерений по полной выборке при условии отсеивания аномальных выбросов первичным медианным фильтром. При дополнительном использовании в формировании межспутниковых измерений МЛНСС неизвестными величинами в цикле определения ЭВИ на борту останутся погрешности, вызванные уходом часов

наземной станции. При этом в случае возможности использования комбинированных измерений между НКА и станциями (и БА, и наземными терминалами МЛНСС/КОС) достигается взаимная синхронизация их шкал. Таким образом, если допустить, что какая-либо из наземных станций и/или терминалов МЛНСС/КОС каким-то образом связана или откалибрована по центральному синхронизатору ГЛОНАСС, два параметра в модели (3.1) (см. далее) могут не рассматриваться. Уточнение относительных уходов часов с применением МЛНСС приводится в данной главе далее.

Примечание. Уточнение выносов ФЦ антенн и высокоточной взаимной калибровки БСУ, БИНС и прочих аппаратных средств каждого НКА, необходимое для создания условий синхронизации часов на основе обработки разностных измерений, сформированных текущими радиотехническими средствами, считаем известным и в рамках данной главы не рассматриваем, об этом будет рассказано в главе 4. Также не рассматриваем разработку модели релятивизма, считая, что она существует и позволяет оценить необходимую поправку с незначительной итоговой погрешностью.

Ионосферная задержка. Как известно, значение данной задержки представляет собой неопределенную величину и в периоды солнечных аномалий может достигать 50 м, в то время как ночью на территории РФ ее величина обычно не превышает 10 м. В условиях формирования измерений между КА и станцией на одной частоте данную погрешность определить невозможно. Использование теоретической модели для определения величины задержки даст значительную погрешность. Таким образом, при отсутствии возможности проведения измерений на двух частотах эта переменная величина подлежит определению. Рассмотрим попытку решить проблему с ионосферными перечисленных без внедрения ранее сценариев обмена задержками разнородными данными и внедрения новых технологий в цикл самостоятельного функционирования НКА.



Рис. 3.4. Схема проведения измерений до наземных станций

Обратимся к рис. 3.4 и рассмотрим описанный далее сценарий. Пусть НКА под номером 1 реализовал измерение псевдодальности до наземной станции, находясь в точке 1, а в момент времени, характеризуемый существенным изменением ЧП ПВЗ (точка 2), этот же НКА реализовал ещё одно измерение. В таком случае выражение для этих измерений будет выглядеть следующим образом:

$$d'_{u_{3M1,1}} = d_{u_{3M1,1}} + \Delta d_{_{31,1}} + \Delta d_{_{\Pi B31,1}} + \Delta d_{_{uoH1,1}} + \Delta d_{_{mp1,1}} + d\rho_{_{4,1}},$$

$$d'_{u_{3M1,2}} = d_{_{u_{3M1,2}}} + \Delta d_{_{31,2}} + \Delta d_{_{\Pi B31,2}} + \Delta d_{_{uoH1,2}} + \Delta d_{_{mp1,2}} + d\rho_{_{4,2}},$$
(3.1)

где каждая компонента соответствует выражению (2.16), определенной точке измерения и номеру НКА. Допустим, что НКА под номером 2 из той же орбитальной плоскости через некоторое время (чуть больше часа) провел приблизительно в тех же точках 1 и 2 (отстоящих друг от друга на одинаковое угловое расстояние) два измерения, выражения для которых будут иметь следующий вид:

$$d'_{u_{3M2,1}} = d_{u_{3M2,1}} + \Delta d_{y_{2,1}} + \Delta d_{\Pi B_{32,1}} + \Delta d_{u_{0M2,1}} + \Delta d_{mp_{2,1}} + d\rho_{y_{1,1}},$$

$$d'_{u_{3M2,2}} = d_{u_{3M2,2}} + \Delta d_{y_{2,2}} + \Delta d_{\Pi B_{32,2}} + \Delta d_{u_{0H2,2}} + \Delta d_{mp_{2,2}} + d\rho_{y_{1,2}},$$
(3.2)

В выражениях (3.1) и (3.2) 18 неизвестных, притом что измерений всего 4, т.е. добавление новых измерений не позволяет разрешить неоднозначность приведенных уравнений. Однако если допустить, что моменты измерений в точках 1 и 2 близки, то ошибки эфемерид КА будут относительно постоянны, а значит, следующее выражение будет справедливо для них с некоторой погрешностью:

$$\Delta d_{\mathfrak{s}1,1} = \Delta d_{\mathfrak{s}1,2},$$

$$\Delta d_{\mathfrak{s}2,1} = \Delta d_{\mathfrak{s}2,2}.$$

(3.3)

Кроме того, погрешности задержек в атмосфере при проведении сеансов на теневой стороне в эквивалентных точках угловой карты неба также будут близки, то есть

$$\Delta d_{uon1,2} = \Delta d_{uon2,2},$$

$$\Delta d_{uon1,1} = \Delta d_{uon2,1},$$

$$\Delta d_{mp1,2} = \Delta d_{mp2,2},$$

$$\Delta d_{mp1,1} = \Delta d_{mp2,1}.$$
(3.4)

Вклад неопределенности знания ПВЗ в погрешность измерения псевдодальности также будет близким между моментами времени 1 и 2, либо математически вычисляемым в соответствии с координатами КА и априорными оценками ПВЗ, то есть

$$\Delta d_{\Pi B31,1} = \Delta d_{\Pi B32,1},$$

$$\Delta d_{\Pi B31,2} = \Delta d_{\Pi B32,2}.$$
 (3.5)

С учетом того факта, что влияние ПВЗ на псевдодальность в зависимости от самих неизвестных x_p , y_p , DUT определяется аналитически, можно составить зависимость, в которой K_1 и K_2 вычисляются:

$$\Delta d_{\Pi B32,2} = K_1 \cdot \Delta d_{\Pi B32,1},$$

$$\Delta d_{\Pi B31,2} = K_2 \cdot \Delta d_{\Pi B31,1}.$$
 (3.6)

Подбор условий проведения измерений в точках 1 и 2 может помочь нивелировать влияние одного или даже двух параметров вращения Земли,

оставив вклад только третьего параметра, что фактически сокращает количество переменных в задаче.

Если допустить, что на станции часы относительно стабильны (либо имеют прогнозируемый линейный уход, который экстраполируется на основе предыдущей статистики), то можно либо устранить временную поправку часов станции путем вычисления разностей уравнений (3.3), либо ввести выражение

$$d\rho_{_{q,1}} = d\rho_{_{q,2}}.\tag{3.7}$$

С учетом изложенного возможна реализация процедуры уточнения ЭВИ на основе измерений расстояний до наземных станций с использованием бортовой аппаратуры радиотехнических измерений, так как в некоторых случаях (ночные сеансы с низкой солнечной активностью И, допустим, высокостабильные стандарты частоты на Земле в составе наземный станций и терминалов МЛНСС/КОС) представленный подход позволяет получить сходимость алгоритмов формирования ЭВИ и оценки эфемерид и ПВЗ. Однако наличие значительного числа одновременно присутствующих неконтролируемых факторов, перекрестно влияющих на наблюдаемость оцениваемых компонент вектора состояния системы, неминуемо приводит к тому, что ряд сеансов не демонстрируют сходимость алгоритмов. Таким образом, представленный подход потенциально может применяться, но к нему требуются дополнения. Если допустить, что вопрос с задержками сигнала в атмосфере каким-либо образом решен (как это обсуждалось выше), то выражение для псевдодальности упрощается и включает две основные составляющие погрешности – связанную с ошибками эфемерид и связанную с ошибками ПВЗ, что уже дает значительно больше шансов для сходимости алгоритма на основе раздельной наблюдаемости:

$$d'_{u_{3M1,1}} = d_{u_{3M1,1}} + \Delta d_{_{31,1}} + \Delta d_{_{IIB31,1}},$$

$$d'_{u_{3M1,2}} = d_{u_{3M1,2}} + \Delta d_{_{31,2}} + \Delta d_{_{IIB31,2}}.$$
 (3.8)

Рассмотрим возможность получения решения задачи на коротком интервале. Допустим, что на нем ошибка эфемерид либо постоянна, либо

описывается линейным законом или участком синусоиды. В таком случае вместо псевдодальностей с помощью МНК можно обрабатывать разность псевдодальностей:

$$y = d'_{u_{3M1,1}} - d'_{u_{3M1,2}} = d_{u_{3M1,1}} + \Delta d_{u_{31,1}} + \Delta d_{\Pi B31,1} - d_{u_{3M1,2}} - \Delta d_{u_{31,2}} - \Delta d_{\Pi B31,2} = d_{u_{3M1,1}} - d_{u_{3M1,2}} + d_{\Pi B31,1} - d_{\Pi B31,2} \quad .$$
(3.9)

Разность псевдодальностей позволит устранить ошибку эфемерид и оставить только разность проекций ПВЗ. Кроме того, зависимости ЧП разности дальностей по ПВЗ более динамичны, имеют большую амплитуду и способствует улучшению процесса оценивания. Однако появление разностей в ГЛОНАСС сопряжено с ненулевым различием задержек на различных частотах, поэтому требуется отдельное решение данной проблемы, которая рассмотрена в главе 4. Так как, несмотря на их неопределенную природу, задержки в приемных и передающих трактах являются, по сути, параметрами используемых аппаратных средств конкретных НКА и имеют конкретные, хоть и неизвестные априори характеристики, решение здесь также может быть найдено. Таким образом, для каждого номера НКА задержки в тракте на различных частотах можно считать относительно постоянными и, оценив их с помощью дополнительной информационной технологии с высокой точностью (на уровне сантиметра), в данном случае не рассматривать.

Проанализируем возможность проблемы решения разделения погрешностей в псевдодальности, вызванных ошибкой эфемерид и ошибкой в ПВЗ, на длительном интервале самостоятельного функционирования ОГ. Согласно предварительно построенным зависимостям ошибок эфемерид (см. главу 1), составляющая в направлении радиус-вектора, как и ошибка в целом, напоминает тригонометрическую функцию. В таком случае можно предположить, что существует некоторый ограниченный интервал времени, на котором ошибку эфемерид в направлении радиус-вектора (остальные почти не вносят вклад в ЭППД до станций при проведении измерений в сравнении даже с межспутниковыми измерениями) подчиняющейся можно считать гармоническому закону с условно постоянными параметрами. Таким образом,

поправка к псевдодальности, обусловленная ошибкой эфемерид, и поправка, обусловленная ПВЗ, могут быть представлены в форме следующих составляющих:

$$d = A_{r} \cdot \sin(T \cdot w_{r} + T_{0}) + \sqrt{d(x_{p}, y_{p}, DUT, X_{s}, X_{G}, ...)},$$

$$\begin{pmatrix} x_{p} \\ y_{p} \\ DUT \\ A_{r} \\ w_{r} \\ T_{0} \end{pmatrix} \Rightarrow \mathbf{H} = \partial d / \partial = \begin{pmatrix} \sin(T \cdot w_{r} + T_{0}) \\ A_{r} \cdot T \cdot \cos(T \cdot w_{r} + T_{0}) \\ A_{r} \cdot \cos(T \cdot w_{r} + T_{0}) \end{pmatrix}.$$
(3.10)

При этом оцениваемый вектор состояния, помимо ПВЗ, должен включать три параметра, описывающие на выбранном интервале накопления измерений «НКА – наземная станция» эволюцию ошибки эфемерид в радиальном направлении. В таком случае матрица частных производных по компонентам ПВЗ и ошибкам эфемерид становится существенно асимметричной и при условии выбора не самого плохого интервала (т.е. не такого, при котором ЧП по ошибкам эфемерид и по ПВЗ фактически «наслаиваются» друг на друга), все представленные в векторе (3.10) и матрице ЧП параметры оказываются раздельно наблюдаемыми. Заметим, что такой интервал можно спрогнозировать даже по предлагаемым в рамках главы 1 бортовым эфемеридам в любом режиме функционирования ГЛОНАСС.

В описанном случае, как было показано в [53–55], абсолютная величина ошибки эфемерид несущественна, и наиболее важной является динамика этой ошибки. Требуемая эволюция ошибки эфемерид именно в гармонической форме с относительно стабильными значениями аппроксимирующих ее параметров (3.1) может быть обеспечена использованием выбранных процедур прогноза и уточнения эфемерид НКА, которые изложены в разделе 1. Подтверждение этого можно найти на рис. 1.8, 1.98, где приведены зависимости эволюций ошибок эфемерид, на которых отчетливо заметны расходящиеся синусоидальные колебания, постоянство параметров которых может быть обеспечено реализацией процедуры прореженной обработки МСИ и уточнения дополнительного вектора эфемерид в бортовом алгоритме, используемого специально для участия в процессе оценки ПВЗ.

Подобный подход позволяет одновременно в едином рабочем цикле обрабатывать и межспутниковые измерения, и измерения до наземных станций с целью формирования оценок эфемерид в инерциальной СК и оценок ПВЗ. Примерные результаты при отсутствии других ошибок измерений представлены на рис. 3.5.



Рис. 3.5. Ошибки оценок эфемерид и ПВЗ

Они показывают незначительную скорость расходимости по абсолютным значениям, но по получаемой точности они неудовлетворительны. Как было обнаружено в процессе исследования, виной тому так называемое «смешивание наблюдаемости», т.е. взаимное влияние процедур уточнения эфемерид и ПВЗ, из-за чего ошибки эфемерид уже не удовлетворяют необходимому для реализации процедуры уравнений (3.10)условию И соответствия гармоническому относительно постоянными закону с параметрами на выбранном интервале оценивания ПВЗ. С целью парирования данного обстоятельства было предложено использовать две процедуры уточнения параллельно. Процедура 1 состоит в непрерывном уточнении эфемерид КА в ИСК на основе МСИ, в то время как процедура 2 реализует прогноз эфемерид в ИСК на длительных интервалах с коррекций не чаще раза в сутки при длительном накоплении измерений до наземных станций. Такой подход позволяет одновременно формировать оценки эфемерид НКА, поддерживая их высокую точность и при этом сохранять стабильность исходных данных в виде промежуточных значений оценок эфемерид, необходимую для уточнения ПВЗ с использованием соотношений (3.10) и МНК. Как показали исследования, при аналогичных условиях экспериментов это позволяет существенно повысить точность оценивания ПВЗ, несмотря на большие ошибки используемых здесь эфемерид.





Как показано на верхней части рис. 3.6, по-прежнему эфемериды оцениваются с высокой точностью, что является результатом процедуры 1. На нижней части этого рисунка показано, как производится уточнение ПВЗ, что является результатом процедуры 2, и также продемонстрирована высокая точность. Для использования в навигационном кадре и трансляции потребителю или другим абонентам системы ГЛОНАСС достаточно объединить оба результата в один с последующим построением навигационного кадра на основе высокоточных эфемерид в ИСК и оценок ПВЗ, не корректируя при этом раздельные процедуры путем замены начальных условий и итераций в процедуре МНК.

Необходимо отметить, что описанный выше подход требует настройки с точки зрения выбора конкретных значений параметров накопления и обработки, а также межспутниковых измерений и измерений до наземных станций. При этом подбираются: частота измерений до наземных станций, объем выборки обрабатываемых измерений до наземных станций (от которого зависит частота повторения этой процедуры), частота МСИ, объем выборки обрабатываемых МСИ (от которого зависит частота повторения этой процедуры), точки старта описанных процедур. При неудачном выборе значений перечисленных параметров может наблюдаться расходимость процессов определения ПВЗ, т.е. рост ошибок оценок при увеличении числа итераций МНК.

3.3. Процедуры эффективного применения совмещенных алгоритмов уточнения эфемерид и ПВЗ

Под эффективным применением алгоритмов уточнения будем понимать такой результат отработки предлагаемой информационной технологии, при котором нет расходимости процесса уточнения, а также формируемые оценки имеют точность не хуже прогноза первых часов функционирования НКА ОГ без загрузки данных по уровню 0,95. Для этого проведем эксперименты с обработкой измерений до наземных станций в различном количестве и составе, а также обработку разностей псевдодальностей. На рис. 3.7, 3.8 показана динамика ошибок ПВЗ и эфемерид (последняя приведена здесь для проведения анализа процесса уточнения) при использовании совмещенных алгоритмов. На рис. 3.7 наглядно показано, что уточнение эфемерид применительно к ВКК оправданно на больших, нежели половина суток, временных интервалах, так как в противном случае ухудшается точность определения в сравнении с опорным прогнозом. При этом на оценку ПВЗ это никак не влияет. На рис. 3.8 отражено продолжение данного эксперимента, продемонстрировано сохранение устойчивости процесса уточнения в смысле сходимости оценок ПВЗ и эфемерид. При этом оценки ПВЗ имеют весьма высокую точность (до 2 mas при уровне 0,95). Отдельные всплески ошибок на рис. 3.8 ПВЗ обусловлены, во-первых, наличием интервалов, где еще не накоплен необходимый объем выборки измерений, и, во-вторых, влиянием скачкообразного изменения динамики ошибок эфемерид.



Рис. 3.7. Модуль ошибки оценки эфемерид НКА (сверху) и ошибки уточнения ПВЗ (снизу) при реализации одновременной процедуры.





ПВЗ (снизу) при реализации одновременной процедуры.

На рис. 3.9 показано продолжение процесса оценивания на 10-дневном периоде. Устойчивость алгоритма в указанном выше смысле сохраняется, однако ошибки возросли (до 5 mas по уровню 0,95).





Представленные зависимости демонстрируют эффективность алгоритма уточнения ПВЗ, так как данный процесс устойчив, т.е. обеспечивает сходимость

оценок, имеющих высокую точность, и позволяет совмещать оценивание этих параметров и эфемерид в полном цикле. Заметно, что эти два процесса тесно связаны. В результате оптимизация данных процессов требует настройки циклограмм взаимодействия абонентов, планирования соответствующих сеансов измерений между НКА и между НКА и станциями, настройки интервалов накопления и разделения процессов уточнения эфемерид и ПВЗ. При этом необходим учет реальной обстановки (станций, оснащения НКА, их числа, характеристик аппаратуры), что позволяет сделать разработанный программный макет, допускающий возможности изменения входных данных оператором или разработчиком.

3.4. Результаты совместного уточнения эфемерид и ПВЗ и требования к аппаратным средствам

Рассмотрим совместное уточнение эфемерид и ПВЗ на борту НКА, реализуемое на основе единого технологического цикла.



Рис. 3.10. Совместное уточнение эфемерид и ПВЗ для НКА СВС



Рис. 3.11. Совместное уточнение эфемерид и ПВЗ для НКА СВС и НКА ВКК

На рис. 3.10 и 3.11 приведены типовые зависимости эволюций погрешностей сформированных на борту оценок эфемерид и ПВЗ, отражающие устойчивость функционирования алгоритмов оценивания и результативность с позиций точности решения задачи. Максимальная ошибка с течением времени, безусловно, увеличивается, что объясняется невозможностью нивелировать все факторы, действующие на рассматриваемую систему множества оцениваемых параметров при отсутствии какой-либо связи с НКУ и возможности собирать массивы данных телеметрии каждого НКА ОГ и измерений РСДБ.

Обсудим далее требования к техническим средствам и системам, построив их описание по принципу: от общих свойств и характеристик – к частным параметрам с конкретными значениями.

Итак, для уточнения ПВЗ на борту НКА ВКК необходимо иметь аппаратуру, которая позволяет формировать измерения псевдодальностей до наземных станций (на НКА СВС такая аппаратура уже есть). При этом если станции не имеют возможности генерировать измерения по сигналам ВКК либо на ВКК будет отсутствовать соответствующая аппаратура (т.е. измерение становится беззапросным), то такое измерение будет сопровождаться большой погрешностью вследствие разницы хода часов НКА ВКК и станции, устранить которую можно лишь путем одновременной взаимной синхронизации всех часов станций с НКА СНС и НКА СНС с НКА ВКК. В противном случае, если эти варианты не могут быть реализованы, использование НКА ВКК в цикле уточнения ПВЗ становится нецелесообразным и данная ОГ становится Итоговая геодинамических данных. реципиентом матрица возможных альтернативных технических решений, перечисленных выше, представлена в табл. 3.1. В трех вариантах упомянутая проблема синхронизации часов ВКК и станций для уточнения ПВЗ парируется.

Таблица 3.1. Варианты технических решений при реализации процессов уточнения эфемерид и ПВЗ на борту НКА.

Вариант	Излучени	Получени	Получени	Излучени	Получени	Излучени
Ы	e	е и	е и	e	е и	e
	сигналов	обработк	обработк	сигналов	обработк	сигналов
	НКА	а сигнала	а сигнала	НКА	а сигнала	НС для
	ВКК для	на КА	на НКА	ВКК для	на НС от	НКА
	HC	ВКК от	ВКК от	CBC	НКА	CHC
		HC	НКА		CHC	
			CBC			
1	+	+				
2	+	—	+	+	+	+
3	_	+	+	+	+	+

Кроме проблемы синхронизации шкал, для решения задачи уточнения ПВЗ необходимо передавать сформированные измерения для совместной обработки на борту НКА ВКК. Таким образом, линия обмена информацией между НКА ВКК и станциями должна обеспечивать возможность передачи требуемого
массива измерений. Возможные варианты технических решений зависят от того, где будут накапливаться все измерения между парами «НКА ВКК – станция» для запуска итераций МНК по полной выборке. Иными словами, измерения либо будут аккумулироваться на борту НКА ВКК и передаваться по межспуниковой линии (варианты 1, 3), либо собираться на станции и передаваться разом на НКА ВКК (варианты 1, 2).

Результаты экспериментальных исследований позволяют утверждать, что для устранения влияния шумовых ошибок и выделения оценок ПВЗ на фоне остаточных факторов (вносящих вклад в ЭППД) в сутки достаточно собирать около 1000 измерений псевдодальностей (2 х 1000 х 32 бит информации), а также соответствующие точкам редукции измерений эфемериды НКА на заданные моменты времени (координаты станций считаем в земной системе координат постоянными на этапе выполнения одной итерации накопления и обработки измерений), т.е. 2 (парное измерение) х 3 (три координаты) х 1000 (измерений) х 32 бит информации, итого 256 кбит данных в сутки. Использование МСИ и обработка их в целях уточнения эфемерид здесь не обсуждаются.

Дополнительным требованием является необходимость учета ионосферной задержки, сформированной по результатам уточнения ее двухчастотным методом с помощью приемника, установленного на наземной станции в качестве опции реализуемой технологии. Величина задержки составляет от единиц до десятков метров, т.е. требуется на порядок меньше данных для передачи, чем в случае передачи «комплектов» для измерений псевдодальностей.

Отдельного внимания заслуживают технические требования по дальности и углам диаграммы направленности антенны. Известно, что угол рабочего диапазона диаграммы направленности антенны должен составлять не более 9° для полного покрытия витка НКА ВКК измерениями от видимых станций (здесь и далее обсуждается в основном ОГ ВКК, так как все аппараты функционирующей ОГ СВС уже имеют штатную техническую конфигурацию антенных систем, которая в ближайшее время вряд ли изменится). При этом на станциях должна быть круговая диаграмма с возможностью принятия и передачи на ВКК сигнала на дальностях до 70 тыс. км.

Детальный анализ результатов, которые были получены путем имитационного моделирования взаимных сеансов и обработки измерений в интересах уточнения эфемерид КА обоих созвездий (ВКК и СВС), показал, что поиск решения обсуждаемой задачи приводит к конфликту требований и ограничений. При этом с учетом существования пересекающихся множеств областей значений варьируемых параметров возможность нахождения приемлемого технического решения неочевидна. В частности, снижение требований к ширине диаграммы направленности антенны ВКК значительно уменьшает количество сеансов с одновременным ростом требований по дальности работы МРЛ – т.е. ее энергетике [56].

Перебор всех значений параметров показал, что технически задача решается при условии выполнения существенных технических требований. Поэтому были определены наиболее вероятные варианты аппаратных средств, основанные на следующих допущениях:

- Существующая аппаратура размещена на СВС и имеет условно круговую диаграмму направленности с ограничением по дальности до 40 тыс. км. Данная аппаратура, очевидно, замене в ближайшие годы не подлежит.
- Аппаратура на ВКК будет реализована в интересах прежде всего обмена данными между НКА ВКК, т.е. предпочтение будет отдаваться большому количеству сеансов внутри этой группировки.
- В целях повышения эффективности и создания необходимых информационных обменов новые НКА на СВС, скорее всего, будут оснащать аппаратными средствами для работы с ВКК, унифицированными с размещаемой на ВКК аппаратурой, т.е. следует исходить из близких значений ширины диаграммы антенны и дальности взаимодействия между ВКК и СВС.
- Дополнительных средств для размещения на борту НКА ВКК для взаимодействия с СВС, по-видимому, не будет, т.е. взаимодействие ВКК

внутри группировки и взаимодействие с новыми НКА СВС должно быть реализовано одними и теми же аппаратными средствами.

- Так как перебор значений параметров показал, что оптимальное решение в части организации требуемых сеансов МСИ приводит к конфликту в выборе оптимальных диапазонов углов, допускается использование активной фазированной антенной решетки, что позволит ее настраивать на ВКК и на СВС на узкие, но различные целевые диапазоны. В таком случае организация сеансов сильно упрощается и за сутки возможностей становится более чем достаточно для проведения сеансов измерений и обмена целевой информацией в рамках решения описываемой в данной работе задачи.
- Если же АФАР не будет применяться, то при размещении одной и той же аппаратуры межспутниковой связи нужно на СВС и ВКК сделать похожие тороидальные диаграммы, но с лепестками в различных диапазонах углов.

Таким образом, проведенные эксперименты показали, что полное и стабильное взаимодействие орбитальных относительно И регулярное группировок в части формирования и обработки межспутниковых измерений, достаточных для решения задачи уточнения эфемерид с требуемой точностью (подчеркнем, что задача обмена данными дополнительной целевой аппаратуры здесь не рассматривается), возможно в условиях использования: для СВС внутри группировки существующей аппаратуры, для ВКК внутри группировки и обмена с СВС диаграммы от 30° до 45° с дальностью до 65 тыс. км либо диаграммы от 30° до 40° с дальностью до 70 тыс. км, для СВС, которые будут обмениваться с ВКК, – диаграммы в диапазоне либо 60°–70°, либо 70°–80°, с дальностью до 65 тыс. км. Альтернативным вариантом совмещения технических характеристик и свойств устройств МРЛ для работы и внутри ВКК, и между ВКК и СВС является направленная антенна с диаграммой от 25° до 45° и с дальностью до 65 тыс. км.

Требования к уровню случайных ошибок измерений зависят от требований к уровню ЭППД в режиме автономного функционирования и соответствующему

ей уровню ошибок оценок ПВЗ на борту НКА. Для его определения необходим обратный расчет на основе полученных и приведенных в главе 2 зависимостей ошибок получаемых оценок ПВЗ при заданном СКО шума в измерениях.

Задача выбора оптимального состава наземных станций по критерию минимума погрешности уточненных ПВЗ при пересчете в эквивалентную погрешность измерений псевдодальности имеет множество решений, так как достигаемое значение критерия варьируется в зависимости от ряда других параметров, таких как количество НКА созвездия в рабочем процессе, участие ВКК в обработке, количество и скважность доступных измерений, настройки алгоритма оценивания и т.д. Таким образом, одно и то же значение критерия может достигаться при использовании разных составов станций, которые, однако, при этом сочетаются с определенными наборами значений для других параметров И настроек процессов оценивания. Итак, данная задача преобразуется в задачу рационального поиска.

Рекомендуемым количеством станций можно считать три, так как необходимо оценивать базово три параметра – два смещения полюса и накопленную внутри суток неравномерность вращения Земли, что неоднократно подчеркивалось и ранее. При условии использования разностей псевдодальностей можно использовать две станции (с большим количеством комбинаций разностей НКА – станция), но с различными НКА и в различные заранее запланированные сеансы измерений.

Остановимся кратко на влиянии мест размещения станций на погрешность ПВЗ, обусловленную ошибками измерений. Как известно, неопределенность задержки сигнала в тропосфере пропорциональна длине его пути. Таким образом, даже при условии поддержки от радиометра водяного пара (РВП) либо КОС, желательно, чтобы путь был короче. Это означает, что лучше выбирать такие области, для которых угол визирования НКА в соответствующих сеансах был бы как можно меньше. При этом следует учитывать, что вклад ошибки конкретного параметра ПВЗ в геометрическое значение дальности между

станцией и НКА является проекцией на эту дальность разности векторов начального и фактического положения станции (с учетом эволюции ПВЗ), так что при малых значениях ЧП дальностей по компонентам ПВЗ оценка последних невозможна. Так, например, расположение станции близко к полюсу делает ненаблюдаемой DUT, сохраняя при этом хорошую наблюдаемость x_p и y_p. При раздельном оценивании компонент вектора ПВЗ по выборкам измерений обеспечивается более высокая точность и быстрая сходимость оценок, чем при одновременном оценивании всех компонент этого вектора. Таким образом, концептуально возможны два варианта реализации алгоритма. В первом варианте три станции расставлены так, чтобы нивелировать влияние на дальность одного из ПВЗ, и их измерения обрабатываются раздельно. Во втором варианте необходимо все три станции разнести так, чтобы средняя линия эволюции ЧП (см. главу 2) по всем ПВЗ для всех станций была примерно одинакова, что вполне реально сделать расчетным методом, и определить место размещения каждой станции. С учетом того факта, что в настоящий момент уже размещено более трех функционирующих наземных станций, руководствоваться изложенными выше соображениями необходимо при размещении новых станций, так как чем разнообразнее они будут размещены и чем больше их будет, тем больше шансов на сохранение независимости ОГ в любых внешних условиях.

3.5. Использование МЛНСС в технологических циклах прогнозирования и уточнения эфемерид

С учетом своих выдающихся характеристик МЛНСС НП представляется весьма перспективным аппаратным средством в задачах, связанных с совершенствованием бортовых технологических циклов НКА ГЛОНАСС, целью реализации которых является повышение точности, надежности и расширение функциональности информационно-навигационного поля. При этом спектр применения данной аппаратуры в перспективных ОГ ГЛОНАСС предполагается весьма разнообразным, так как речь идет не только о повышении точности ЭВИ и ЧВП в штатных режимах при использовании МЛНСС как источника

измерений, но и применении данной аппаратуры при решении прочих разнородных целевых задач НКА, выполняемых параллельно с традиционным навигационным обеспечением потребителя. Такая тенденция обусловлена в первую очередь тем, что МЛНСС предоставляет возможность получить альтернативный высокоскоростной помехозащищенный канал передачи данных. Тем не менее в рамках данной работы применение МЛНСС представляет интерес в прикладном смысле благодаря своим улучшенным относительно МРЛ характеристикам по уровням случайной и систематической погрешностей, скорости передачи данных И помехозащищенности. Следовательно, средства целесообразно использование ЭТОГО аппаратного В интересах повышения точности оценок эфемерид и синхронизации шкал времени НКА. Несмотря на достаточный срок существования данной аппаратуры на НКА, до настоящего момента не существует концепции, а также научно-технического задела для рационального применения МЛНСС в различных режимах, требованиями, различающихся касающимися аппаратуры, а также сопутствующими ограничениями. Таким образом, основной целью данного раздела работы является формирование облика технологического цикла применения МЛНСС для решения перечисленных ранее задач в условиях существующих ограничений.

Рассмотрим и классифицируем все обсуждаемые режимы применения МЛНСС, а также возможности, которыми располагают разработчики при использовании этого средства в операциях ОГ. Все обсуждаемые режимы можно разделить на два крупных блока:

1. Операции, при которых устанавливается информационный канал обмена данными с наземными средствами. Среди этих операций есть регулярные, такие как обслуживание потребителей, закладка данных на НКА, сброс данных с НКА, и спонтанные, например передача на Землю сигнала о нарушении целостности конкретного НКА. При этом требуемые периодичности каждой из операций существенно различны. 2. Операции, при которых взаимодействуют только НКА в ОГ. Среди них есть операции формирования ЭВИ и ЧВП, обмен пакетами информации из закладок с наземного комплекса, обмен данными РРР режима. Периодичность этих операций также существенно различается, как, собственно, и потребный объем данных.

Интеграция задач из каждого блока требует регулирования времени, отводимого на каждую операцию в рамках реализации единой циклограммы. Применительно к задаче обработки измерений МЛНСС с целью оценки эфемерид и уходов шкал необходимо определить организацию общего технологического цикла, включающего данные процедуры. Так как, в отличие от радиотехнических средств, МЛНСС не имеет круговой диаграммы направленности и непрерывного режима работы МРЛ по принципу «все со всеми», облик процедуры планирования сеансов измерений МЛНСС остается открытым и требует проработки проектно-баллистического анализа.

Ключевым преимуществом применения квантово-оптической аппаратуры является отсутствие аналогичных радиотехническому каналу существенных размеров задержек сигнала при распространении в атмосфере, что позволит применять формируемые измерения в качестве эталонных при обработке измерений в интересах уточнения ПВЗ. Таким образом, одним из основных сценариев использования является организация парных сеансов бортовой аппаратуры и МЛНСС до наземных станций – терминалов, расположенных в известных точках территории России. На рис. 3.12 и 3.13 отображены диаграммы количества МЛНСС, видимых в течение 8 суток наземным терминалам, расположенным в разных регионах России (один на юге европейской части, другой на Алтае), с учетом ограничения на места 30 градусов.





Рис. 3.12. Количество НКА, видимых наземному терминалу 1

Рис. 3.13. Количество НКА, видимых наземному терминалу 2 Заметно, что на большем количестве интервалов доступна связь с 4-5 аппаратами, при этом минимальное их число в поле видимости обоих терминалов – 3. Сеансы видимости имеют продолжительность от 2 до 3 часов, которые «наслаиваются» друг на друга между соответствующими номерами НКА (рис. 3.14).



Рис. 3.14. Зависимости удаленности различных номеров НКА от наземного терминала (при условии доступности ceanca) в течение 12 часов (0 при их невидимости терминалу)

Выстраивание циклограммы при переменном числе НКА существенно сложнее, чем при фиксированном. При этом согласно зависимостям, отраженным на рис. 3.14, всегда есть возможность определить заранее три аппарата, которые могут играть роль связующего звена на отведенном отрезке с последующим переключением на другие аппараты, поочередно входящие в область видимости терминалов. Именно поэтому в качестве базового решения представляется формирование сеансов связи с наземными терминалами одномоментно для трех НКА. Однако при неполной орбитальной группировке, когда НКА выводятся на обслуживание, появляются точки, в которых минимальное число уменьшается до двух. При этом также заметно некоторое перераспределение области видимости из-за изменения орбитальных параметров реальной ОГ, когда какие-то аппараты выводятся на обслуживание, в том числе с изменением позиции (рис. 3.15).



Рис. 3.15. Количество НКА из неполной группировки (22 НКА), видимых наземному терминалу 1

Подобная ситуация будет приводить к нарушению действующей циклограммы, однако при должном выстраивании каждого из режимов применения МЛНСС, если в алгоритме присутствует адаптационная составляющая, построенная для таких случаев, это допустимо. Переводить циклограмму на два НКА в базовом варианте не следует, поскольку такая ситуация встречается редко, при этом значительно сужаются возможности связи с Землей, тем более, что погодные условия могут оказаться неблагоприятными для ряда НКА.

Если же рассматривать организацию сеансов связи с Землей в контексте всей ОГ и при задействовании одновременно двух наземных терминалов, находящихся в разных точках России, то видимость несколько меняется, но не существенно и не принципиально.



Рис. 3.16. Количество НКА, видимых одновременно двум терминалам

На рис. 3.16 изображена совокупность НКА СВС, одновременно видимых двумя станциями, построенная для реальной группировки из 22 действующих НКА. Заметно, ЧТО по-прежнему минимальное число аппаратов В исключительных случаях — два НКА (таких случаев меньше 5%), на большей части интервала – три и более НКА. Таким образом, если учесть необходимость решения задачи комплексно для всей ОГ, а также потенциальные проблемы с облачностью и организацией сеансов, наиболее целесообразным видится вовлечение в связь с наземными терминалами не менее четырех НКА. Это число будет в основе циклограммы функционирования, совмещающей все режимы. Также стоит отметить, что два терминала будут требовать перехода к обработке разностей псевдодальностей для решения обозначенной выше задачи по уточнению ΠB3 путем совмещения геометрическом на уровне радиотехнического и оптического трактов измерений, тогда как для более простой схемы нужны еще дополнительные терминалы либо задействование станций КОС.

Что касается способа привязки циклограммы к оси времени, то в случае с МЛНСС особенностей ее работы из-за возможны два варианта: ПО фиксированному времени и по событию. Фиксированное время сложнее с точки зрения разработки алгоритма, так как все процессы должны быть строго выверены и спланированы, а программа управления загружена в БЦВМ каждого НКА, и программы синхронизированы между собой. Более того, каждый НКА должен иметь на борту полный массив информации об объектах. Привязка по событию проще, но сопровождается задержкой переключения на иную схему всех НКА, обусловленной длительным обменом командами и данными, и требует вмешательства в соответствующее содержимое передаваемых по МРЛ пакетов. В связи со сказанным реализована комбинированная схема на основе нескольких базовых циклов, которые предварительно будут заложены в алгоритмы бортового ПО, и дополнений к этим циклам, которые могут быть активированы при наступлении какого-либо события.

Чтобы перейти к более конкретным деталям формирования облика орбитального построения и соответствующей циклограммы функционирования МЛНСС НП, рассмотрим далее условия взаимной наблюдаемости НКА созвездий СВС и ВКК. В силу превышения высоты орбиты ВКК над СВС НКА на СВС периодически оперирует как в передней, так и в задней полусфере (для НКА 1 ВКК и НКА 1 СВС это 73% и 23% от общего времени соответственно, оставшиеся 4% – это затенение Землей). Так как не предполагается установка терминала «в хвост», часть диапазона (углы визирования более 90°, до 14% времени) отсекается. Само собой разумеется, что анализ взаимной видимости невозможен без учета углов визирования в проекции на плоскость прицельной системы терминала МЛНСС для каждого НКА. На рис. 3.17 изображены зависимости углового положения (по азимуту и элевации) других НКА относительно направления на центр Земли. Видно, что присутствуют 7 НКА, которые имеют нулевое возвышение, т.к. движутся в той же плоскости, и присутствуют 16 НКА, которые движутся в смежных плоскостях и потому описывают определенные фигуры. Длительность построения траекторий на данном рисунке составляет 10 минут. За это время НКА из разных плоскостей переместились на различные угловые расстояния, зависящие от приближения к НКА-наблюдателю.



Рис. 3.17. Углы визирования других НКА для аппарата в 1-й орбитальной позиции 1-й плоскости (10 мин)

Анализ динамики углового положения НКА на рис. 3.17 показывает, что в целях реализации совмещающей все режимы применения МЛНСС циклограммы допустимо выполнить последовательный обход (по часовой стрелке или против – определяется относительным движением большего количества НКА) всех абонентов, который бы минимизировал время перенацеливания. Однако при составлении маршрута одновременно для трех и более НКА каждый следующий цикл смены пары взаимодействующих между собой НКА получается все менее рациональным, так как при незначительном увеличении общего времени перенацеливания существенно растет время отдельных тактов, что заставляет растягивать во времени циклограмму по всем тактам всех взаимных обменов в силу необходимости фиксации программного управления. Необходимость учета фактов затенения Землей, засвета аппаратуры Луной и Солнцем, обязанности обслуживать потребителей и устанавливать сеансы с наземными терминалами, а также различия взаимной угловой динамики НКА критически усложняет задачу.

Попытка решить задачу не в статическом варианте (когда все объекты условно считаются неподвижными), а в динамическом, чтобы получить программное управление для каждого из НКА априори, сталкивается со сложностями в связи с неоднородностью структуры взаимного расположения НКА (рис. 3.18).



Рис. 3.18. Углы визирования других НКА для аппарата в 1-й орбитальной позиции 1-й плоскости (30 мин)

При увеличении интервала наблюдения (рис. 3.19) возникают отрезки времени, на которых для некоторых пар НКА существенно меняется угловая скорость линии визирования, и, соответственно, установка связи между такими парами на какой-то период становится затруднительной в силу увеличения времени на такт взаимодействия этой же пары НКА, полностью искажается выстроенная ранее циклограмма. Длительность таких участков составляет до получаса с пиком в середине, а периодичность – примерно 4 раза в сутки (по 2 раза за виток).



Рис. 3.19. Углы визирования других НКА для аппарата в 1-й орбитальной позиции 1-й плоскости (12 часов), показанные с одинаковым шагом по времени

Анализ зависимостей на рис. 3.17 – 3.19 показывает, что для каждого НКА существуют интервалы времени, на которых нецелесообразно осуществлять нацеливание и организацию сеансов. Для определения соответствующих комбинаций и «привязки» их ко времени были рассчитаны и выделены по каждому из НКА интервалы с увеличенным значением угловой скорости линии визирования. Полученные результаты показали, что формализовать задачу оптимизации последовательности сеансов в рамках общей циклограммы взаимодействия всех НКА затруднительно в силу значительного количества подлежащих учету факторов. В связи со сказанным предлагается решать эту задачу в рамках актуальных ограничений на основе перебора, который будет рассмотрен далее в контексте сценария формирования и обработки МСИ на основе применения МЛНСС внутри ОГ и между НКА ОГ и наземными терминалами.

Применительно к отдельно взятой паре НКА с организованным сеансом скорость передачи данных между ними в МЛНСС высока в сравнении с существующими аналогами, в том числе с текущей БА. Но в реальности, как это уже обсуждалось выше, существует ряд ограничений на применение МЛНСС в сценариев c обязательным условиях реализации сразу нескольких взаимодействием сразу всей ОГ и длительным временем перенацеливания. В таком случае оперативность передачи данных фактически определяется очередностью и задержками на ожидание каждого НКА отработки обмена другой пары НКА, где происходило перенацеливание, а объем взаимной передачи данных при этом существенно страдает.

При возможности организации сеанса объем передаваемых данных вычисляется как $V_{ij} = t \cdot v_{ij}$, где V_{ij} – объем переданных данных за отрезок времени *t*, на котором может состояться сеанс передачи данных внутри пары объектов под номерами *i*,*j*, *v*_{ii} – скорость передачи информации по МЛНСС, задаваемая как параметр эксперимента в виде отдельного значения для каждой пары объектов. Таким образом, на борту каждого НКА формируется многомерный массив данных (размерность – биты). Рассмотрим режим формирования измерений и передачи данных для их обработки. В этом режиме пакет передаваемых данных должен состоять из измерений (60-80 бит) и ЭВИ (360-480 бит для «своей» пары, 720–960 – для «чужой»), куда входят как прямые, так и встречные измерения, а также данные, сформированные в рамках отработки других сценариев применения МЛНСС. Объем V_{ij} определяет возможность построения полного графа измерений, при котором происходит «замыкание» всего созвездия объектов и все измерения обрабатываются одновременно. Иными словами, исходя из значения V_{ij}, вычисляется количество измерений, которые можно обработать на борту каждого НКА не только для пары *i*,*j*, но и для всех остальных объектов. При этом полная передача данных в память какогото одного из объектов путем прямой передачи невозможна из-за отсутствия соответствующих условий видимости и технических возможностей. В связи с этим возникает задача планирования состава пакетов данных для обмена между объектами через посредников с целью сбора всех измерений и ЭВИ в одном потребность, месте. Такая как уже обсуждалось ранее, обусловлена существенным влиянием результатов обработки измерений сразу по полному графу на получаемую затем точность оценок эфемерид НКА в противовес сериям отдельных обработок взаимных измерений пар НКА, накапливаемых на борту обособленно. Чтобы не дублировать передаваемые пакеты, предлагается реализовать процедуру, в которой заложена приведенная на рис. 1.11 схема передачи данных измерений и ЭВИ для сбора и обработки в одном месте. Суть ее состоит в том, что, исходя из доступного в будущем объема переданной информации, определяется номер НКА, на котором будут собираться все пакеты данных. Для этого каждому НКА будут назначены соответствующие номера НКА, формирующих ему измерения, а также номера тех НКА, с которых будут ретранслироваться передаваемые от невидимых пар объектов пакеты.

Выбрать номера НКА под каждую роль в схеме можно путем моделирования 8-суточного интервала и анализа полученных результатов V_{ij} для каждой пары объектов либо путем перебора. С учетом предлагаемой в первой главе схемы возможно реализовать расчет числа измерений, которые можно обработать совместно в заданную единицу времени и исходя из дискретности сеансов МЛНСС провести масштабирование данного показателя. Такое число является ориентиром—ограничением при моделировании процессов уточнения на борту НКА эфемерид. При этом данное число не является константой и зависит не только от характеристик бортовых средств НКА СВС, уже используемых много лет, но и от характеристик предполагаемых к размещению на НКА СВС аппаратуры МЛНСС нового поколения.

Обсудим расчет количества сформированных и переданных за сутки пакетов данных, включающих эфемериды и псевдодальности, полученные при проведении измерений между НКА для обработки и уточнения эфемерид НКА СВС. Положим базовую скорость потока данных в канале МРЛ, которую необходимо обеспечить по МЛНСС, в 100 бит/с (чтобы передать все накопленные данные текущей МРЛ). В табл. 1.4 главы 1 как раз для

рассматриваемого случая отражены объемы пакетов обмена данными между принимающими сигнал и отправляющими сигнал. Нетрудно рассчитать, что даже при необходимости непрерывной передачи данных по МРЛ, относящихся к процессам накопления и обработки измерительной информации в интересах уточнения эфемерид, дискретная циклограмма МЛНСС в силу своей скорости передачи потратит на обмен всеми необходимыми пакетами данных измерений между парой НКА менее 5 минут. С учетом показанного в главе 1 отсутствия необходимости накапливать все проводимые измерения обмен пройдет еще быстрее. Таким образом, МЛНСС может служить одновременно инструментом повышения точности измерений с сопутствующим ему повышением точности формируемых оценок эфемерид, а также средством передачи данных между упрощения НКА реализации всеми с целью полной циклограммы функционирования ОГ СВС и ВКК, в которой планирование сеансов заканчивается обработкой сразу всего массива информации на одном из НКА и одновременным получением оценок и эфемерид и ПВЗ.

Что касается применения МЛНСС как источника измерений для синхронизации шкал времени НКА — основной идеи данного раздела, то для полной формализации расчета объема передаваемых данных необходимо определить их маршрут и циклограмму взаимодействия терминалов друг с другом. Наиболее простым видится «замыкание» цепи ОГ внутри одной орбитальной плоскости, так как НКА не меняют углового положения друг относительно друга. В таком случае динамика движения НКА не играет роли, перенацеливание упрощается и сопутствующие ему временные издержки снижаются, циклограмма будет стабильнее и проще реализуемой. Если обратиться к рис. 3.17 – 3.19 и установить, что процедура будет начинаться с первого НКА путем перебора номеров других НКА, то такой маршрут определит цепь перенацеливаний для НКА 1. Если этот маршрут последователен (по часовой или против часовой стрелки), то таким образом формируются сразу несколько различных пар НКА, которые можно отразить в условной

циклограмме с допущением о постоянном времени перенацеливания всех друг на друга, которая будет повторяться после совершения 7 тактов.

Таблица 3.2. Последовательность сеансов связи с помощью МЛНСС пар НКА

1 - 2	1 – 3	1 - 4	1-5	1-6	1-7	1 – 8
2 - 1	2 - 8	2-7	2-6	2-5	2 - 4	2-3
? – ?	3 – 1	? - ?	? – ?	? – ?	? - ?	3-2
? - ?	? - ?	4 - 1	? - ?	? - ?	4 - 2	? - ?
? - ?	? - ?	? - ?	5-1	5-2	? - ?	? - ?
? - ?	? - ?	? - ?	6-2	6 – 1	? - ?	? - ?
? - ?	? - ?	7 – 2	? - ?	? - ?	7 – 1	? - ?
?-?	8 - 2	?-?	?-?	?-?	?-?	8 - 1

Дальнейшее заполнение табл. 3.2 уже предполагает несколько различных вариантов, так как в той же структуре (когда «обход» одним НКА других идет последовательно) сохранить ее невозможно. Заполнить таблицу можно путем перебора, исходя из наименьшего количества времени, которое требуется на перенацеливание между разными парами. В итоге останутся те НКА, которые будут выполнять наведение друг на друга за 2 и за 13,5 с, т.е. первым для сохранения структуры цикла придется «ожидать», и именно 13,5 с в таком случае станут минимальным шагом такта, существенно увеличивая общее время циклограммы. Один из вариантов расчета представлен на рис. 3.20 и в табл. 3.3).



Рис. 3.20. Варианты организации сеансов перенацеливания Таблица 3.3. Последовательность сеансов связи с помощью МЛНСС пар НКА

1-2	1 – 3	1 - 4	1-5	1-6	1 – 7	1-8
2 - 1	2-8	2-7	2-6	2-5	2 - 4	2-3
3-5	3 – 1	3-8	3-7	3-4	3-6	3-2
4-7	4 – 5	4 - 1	4-8	4-3	4 - 2	4-6
5-3	5-4	5-6	5-1	5 - 2	5-8	5-7
6-8	6-7	6 – 5	6-2	6 – 1	6 – 3	6-4
7 - 4	7 – 6	7 - 2	7-3	7 - 8	7 - 1	7 – 5
8-6	8-2	8-3	8 _4	8-7	8-5	8-1

Видно, что для всех НКА 4-й такт невыполним в силу невидимости антиподного НКА. Поэтому он может быть заменен связью с Землей (наземный терминал МЛНСС), находящейся в том же угловом секторе. Таким образом может быть построена циклограмма и оценен объем передачи данных в единицу времени, который станет одинаковым для всех НКА и составит 50 кбит/с / 10 с задержка / 7 тактов, т.е. чуть менее 1 кбит/с информации о другом НКА на борту каждого НКА. Для реализации циклограммы обмена внутри созвездия, если речь о предварительном программном расчете, необходимо на каждый такт сеанса НКА—НКА заложить время перенацеливания 10 секунд. При проведении более быстрого перенацеливания можно воспользоваться дополнительным временем на передачу данных, однако интерес представляет именно минимизация времени перенацеливания в среднем для всей группировки, т.е., иными словами, минимизация максимального времени такта сеансов пар НКА, так как в таком случае улучшается соотношение полезного использования канала (передача данных внутри ОГ) и простоя канала (перенацеливание внутри ОГ).

Обратимся вновь к сценарию передачи данных внутри орбитальной плоскости. Всего для 88 НКА (7 тактов) возможны 105 уникальных вариантов взаимного нацеливания (для одного такта). Таким образом, чтобы сформировать полный цикл обмена данными между всеми 8 НКА внутри плоскости, необходимо скомпоновать из 105 вариантов 8 рядов (рис. 3.21).



Рис. 3.21. Схема подбора комбинаций перенацеливания

Таким образом, число возможных комбинаций этих вариантов составляет $105 \cdot (105-1) \cdot (105-2) \dots \cdot (105-7) = 1.1 \cdot 10^{16}$ минус комбинации, в которых есть повторяемость. Очевидно, что перебор 10^{16} вариантов и их проверка даже на современном процессоре потребуют нескольких месяцев, что уж говорить о БЦВМ. Если же рассмотреть совокупность вариантов для организации оптимальных (в смысле времени отдельно взятых тактов взаимодействия) связей

между 24 НКА, что необходимо для обеспечения синхронизации шкал между орбитальными плоскостями, а также для сбора взаимных измерений псевдодальностей для уточнения эфемерид описанным в главе 1 способом, даже без учета ограничений на угловую скорость линии визирования и «выпадающие сеансы» (пересечения орбит, засветы Луны, Солнца), то на просчет вариантов решений задачи (рис. 3.22) уйдут годы.

1																								
2	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	19	18	21	20	23	22
3	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	19	18	22	23	20	21
4	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	19	18	23	22	21	20
5	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	20	21	18	19	23	22
6	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	20	22	18	23	19	21
7	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	20	23	18	22	21	19
8	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	21	20	19	18	23	22
9	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	21	22	23	18	19	20
10	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	21	23	22	18	20	19
11	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	22	20	19	23	18	21
12	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	22	21	23	19	18	20
13	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	22	23	21	20	18	19
14	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	23	20	19	22	21	18
15	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	23	21	22	19	20	18
16	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	17	16	23	22	21	20	19	18
17	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	19	16	17	21	20	23	22
18	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	19	16	17	22	23	20	21
19	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	19	16	17	23	22	21	20
20	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	2.0	16	21	17	19	23	2.2
21	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	20	16	22	17	23	19	21
22	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	20	16	23	17	22	21	19
23	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	21	16	20	19	17	23	22
24	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	21	16	22	23	17	19	20
25	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	21	16	23	22	17	20	19
26	1	0	3	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	18	22	16	20	19	23	17	21
27	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	22	16	21	23	19	17	20
28	1	0	3	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	18	22	16	23	21	20	17	19
29	1	0	2	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	18	23	16	20	19	22	21	17
30	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	18	23	16	21	22	19	20	17
31	1	0	3	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	18	23	16	22	21	20	19	17
32	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	19	18	17	16	21	20	23	22
33	1	0	3	2	5	4	7	6	9	8	11	10	13	12	15	14	19	18	17	16	22	23	20	21
34	1	0	3	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	19	18	17	16	23	22	21	20
35	1	0	2	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	19	20	21	16	17	18	23	22
36	1	0	3	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	19	20	22	16	17	23	18	21
37	1	0	2	2	5	4	7	6	g	8	11	10	13	12	15	14	19	20	23	16	17	22	21	18
38	1	0	3	2	5	4	7	6	a	8	11	10	13	12	15	14	19	21	20	16	18	17	23	22
30	1	0	2	2	5	4	7	6	a	8	11	10	13	12	15	14	19	21	22	16	23	17	18	20
40	1	0	2	2	5	4	7	6	a	8	11	10	12	12	15	14	10	21	22	16	22	17	20	18
41	1	0	2 2	2 2	5	1	7	6	a	Q	11	10	12	12	15	14	10	22	20	16	19	22	17	21
12	1	0	2	2	5	4	7	6	0	0	11	10	12	12	15	11	10	22	21	16	22	10	17	20
42	1	0	2 2	4 2	5	4	7	6	0	0	11	10	10	12	15	14	10	22	21	16	23	20	17	10
40	1	0	2	2	5	4	1	0	3	0	11	TU	TO	12	10	14	13	22	20	10	21	20	1/	TO

Рис. 3.22. Комбинации взаимодействия терминалов МЛНСС пар НКА

В связи с изложенным процедура перебора была существенно оптимизирована. В ней перестроен цикл прохода значений, в которой исключены

из рассмотрения комбинации с парами НКА, «отстоящими» друг от друга более чем на некоторое заданное угловое расстояние, а также на «входе» циклов итеративного достраивания рядов добавлена проверка превышения такта перенацеливания над полученным ранее минимальным значением. Это позволило определить граничное значение в 9 секунд как минимально возможное при реализации всех комбинаций тактов.





На рис. 3.23 для 1 млн вариантов показаны зависимости: минимально возможного времени перенацеливания i-го НКА с другими 7 аппаратами в орбитальной плоскости (Smin), максимального времени перенацеливания *i*-го НКА с другими 7 аппаратами в орбитальной плоскости (Smax) и времени, которое сложено из равных отрезков по самому длительному такту обмена между всеми парами НКА (MAX). Видно, что из-за различающихся условий отдельно взятых тактов и составления различных комбинаций отдельно взятых тактов и составления различных комбинаций отдельно взятых пар НКА время МАХ существенно больше максимального времени S_{max}, доступного для одного отдельно взятого НКА. Это вызвано асинхронностью условий маршрутов нацеливания и внутренним конфликтом сеансов. Тем не менее иногда подбирается множество точек минимумов (ниже представлено 12

из них), соответствующих суммарному значению всех углов перенацеливания каждого НКА в размере 472,5° (7 тактов по 67,5°). Таким образом, общее время перенацеливания составляет менее 50 секунд при одном такте около 7 секунд.

Данный показатель существенно (в два раза) улучшает показатели циклограммы относительно номинального режима, описанного выше. Получившееся при этом значение 67,5 – максимально допустимый угол разворота терминала при выполнении всех тактов, т.е. шаг смены пары имеет максимум 2 пропущенных НКА (см. рис. 3.20). Полный перебор всех возможных комбинаций показал, что полученное значение является минимально возможным. Аналогичным образом был проведен анализ длительности тактов при построении обменов внутри полной ОГ из 24 НКА и проверены все комбинации. На выходе получилось то же значение минимума. Найденные точки минимума позволили получить последовательности рядов номеров НКА в парах взаимного обмена данными, используемые впоследствии для реализации циклограммы МЛНСС в составе общей концепции описываемой в данной работе информационной технологии.

Таким образом, при реализации рабочей циклограммы взаимодействия терминалов МЛНСС в интересах уточнения ЭВИ запуск каждой итерации обмена должен сопровождаться 7-секундным (с запасом) перенацеливанием и «молчанием» терминалов в условиях более быстрых тактов, тогда можно синхронизировать этот процесс и рассчитать показатели передачи данных внутри ОГ. Длительность рабочего цикла непосредственно передачи с точки обеспечения режимов уточнения эфемерид и часов НКА не зрения принципиальна, ее значение может быть таким, которое позволит обменяться достаточным для запуска процедуры обработки количеством данных измерений. обработки измерений МЛНСС, Результаты проведенной В интересах синхронизации бортовых шкал времени космических аппаратов ГЛОНАСС, оснащенных современным стандартом частоты, характеризуемым нестабильностью в 14-м знаке и линейной моделью ухода, показали [58], что

достигаемое значение минимальной погрешности синхронизации часов составляет 0,3 нс (0,95).

Существенно упрощает описанную выше ситуацию с необходимостью программного перенацеливания размещение на борту каждого НКА по два лазерных терминала. В таком случае пропадает необходимость постоянной смены перекрёстных связей, так как достаточно организовать одну цепочку связанных объектов из состава ОГ и наземных терминалов согласно следующей схеме:



Рис. 3.24. Схема взаимодействия терминалов МЛНСС.

На рис 3.24 показано, как два наземных терминала (НТ1 и НТ2) связываются с 2мя НКА (КА11 и КА38) из различных орбитальных плоскостей. Далее каждый из этой пары НКА организует связную цепочку сначала с НКА из своей плоскости, а также организуется сеанс между НКА из данной и другой плоскости, сформировав таким образом полный круг НТ1-КА11-КА12-КА13-КА14-КА15-КА16-КА17-КА18-КА21-КА22-КА23-КА24-КА25-КА26-КА27-КА28-КА31-КА32-КА33-КА34-КА35-КА36-КА37-КА38-НТ2 (если считать НТ1

и HT2 связанными с ЦС системы). При этом номера связываемых в пару HKA из разных плоскостей определяются исходя из пригодной для этого динамики (с точки зрения угловой скорости линии визирования) друг относительно друга в прицельной плоскости.





Формирование полной связи как на рис. 3.24 позволяет синхронизировать все ШВ между собой, привязав их также к времени системы с точностью, определяемой соответствующей погрешностью МЛНСС (10 см).

С учетом вышеизложенного перейдем к формированию конструктивных предложений и рассмотрим далее результаты моделирования процессов уточнения ЭВИ с помощью дополнения текущей БА и МЛНСС.

В данном режиме в соответствии с концепцией применения МЛНСС для формирования с последующей обработкой МСИ в интересах уточнения эфемерид варьировались следующие параметры выполняемой циклограммы: количество накапливаемых измерений, интервал их обработки, способ аккумуляции. Кроме того, варьировались ошибки измерений, чтобы сравнить результаты работы радиотехнической БА, измерения которой, как правило, содержат некоторую остаточную систематику, и результаты применения МЛНСС, измерения которой использовались в различных циклах обработки одновременно для уточнения уходов часов и для оценки эфемерид. При этом в программном макете были реализованы циклы перенацеливания в соответствии с найденными выше комбинациями. Сделано лишь допущение, что синхронизация радиотехнической и оптической аппаратуры проведена с погрешностью менее 0,1 нс, а динамика систематики МЛНСС за месяц — с погрешностью менее 10 см.



Рис. 3.24. ЭППД в ИСК, вызванная ошибками эфемерид и часов при обработке измерений радиотехнической БА и МЛНСС



Рис. 3.25. ЭППД, вызванная ошибками эфемерид и часов при обработке измерений радиотехнической БА, содержащих динамическую систематику в пределах суток 0,1 м

На рис. 3.24 и 3.25 изображены зависимости эволюции ЭППД от времени вследствие ошибок эфемерид и часов НКА, полученные в результате обработки МСИ радиотехнической БА и МСИ МЛНСС соответственно. Заметно, что ЭППД для 8-суточного интервала самостоятельного функционирования НКА при использовании МЛНСС, измерения которой позволяют парировать уходы часов в большей степени, а также имеют меньшее СКО систематической ошибки, существенно снижается. Таким образом, вовлечение МЛНСС в рассматриваемый технологический цикл совместного уточнения эфемерид и ПВЗ не только позволит за счет встречных измерений уточнить взаимный уход шкал с погрешностью на уровне СКО шума измерений МЛНСС (0,1 м), но и обеспечить оценку эфемерид НКА в условиях неполной наблюдаемости, когда не могут быть уточнены значения систематических ошибок измерений радиотехнической БА в составе оцениваемого вектора.

Дальнейшие выводы основаны на результатах проведённых с использованием ΠМ экспериментальных исследований процесса НКА установленной борту МЛНСС HΠ, функционирования с на осуществляющей генерацию и обработку МСИ. Полученные результаты показали, что для формирования оценок эфемерид достаточно проведения двухтрех итераций по сбору и обработке МСИ в сутки. При этом достаточным шагом для подготовки измерения является 400 и менее секунд по каждой паре НКА при условии оценки возможной систематики путем предварительного накопления данных. Это означает, что в итоговой циклограмме не обязательно на каждом такте встраивать формирование измерения псевдодальности и передачу соответствующей эфемеридно-временной информации между НКА, что позволит использовать информационный канал МЛНСС для других режимов.

3.6. Заключение к главе 3

1. Создан уникальный в своем роде программный макет, предназначенный проведения экспериментальной отработки и отладки предлагаемых для технологических циклов функционирования НКА ОΓ перспективных ГЛОНАСС, реализующий прототипы бортовых алгоритмов совместного уточнения эфемерид и ПВЗ на борту посредством привлечения бортовых аппаратных радиотехнических и оптических средств. Макет включил в себя все необходимые математические модели, алгоритмы, основанные на использовании в том числе реальных данных, необходимых для верификации получаемых результатов.

2. С использованием разработанного программного макета, включающего в том числе прототипы бортовых алгоритмов функционирования НКА применительно к задачам навигации, проведены серии экспериментальных исследований технологических циклов совместного уточнения эфемерид и ПВЗ на борту НКА ОГ ГЛОНАСС СВС и ВКК в условиях отсутствия закладки данных с наземного комплекса управления, подтверждающие заявленные в главах 1, 2 характеристики точности оценок эфемерид и ПВЗ, а именно: ошибки эфемерид не более 0,5 м (0,95) в течение суток, ошибки уточнения ПВЗ – единицы mas (0,95) на всем интервале (до 3 месяцев), общая ЭППД за счет спутникового сегмента в течение суток менее 0,25 м (0,95) при работе с двумя ОГ, в течение 3 месяцев в пределах единиц метров (0,95).

3. В процессе экспериментальной отработки показано, что в условиях функционально организуемой наблюдаемости (формально условия наблюдаемости не выполняются) решается с высокой точностью (погрешность единицы сантиметров) задача уточнения более одной компоненты вектора систематических погрешностей, содержащихся в используемом в алгоритмах выражении для расчета геометрического аналога измеряемой псевдодальности, в частности обусловленной ошибками эфемерид иПВЗ.

4. Проведена отработка совместного технологического цикла одновременного уточнения эфемерид и ПВЗ в условиях влияния широкого спектра неконтролируемых факторов, таких как ошибки знания ориентации НКА, ошибки давления солнечного света, ошибки измерений. Парирование перечисленных неконтролируемых факторов обеспечивается набором специально разработанных оригинальных методов и средств.

5. Получены выражения для описания геометрической интерпретации измерений, используемые в прототипах бортовых алгоритмов, обеспечивающие наблюдаемость неконтролируемых факторов, нивелирование которых необходимо для сходимости оценок навигационного решения в процедуре МНК. В частности, речь идет об ошибках, вызванных уходами часов, выносами ФЦ АС, задержками в бортовых трактах, ионосферных и тропосферных задержках.

6. Предложен вариант циклограммы совместного уточнения эфемерид и ПВЗ, обеспечивающей за счет снижения погрешностей ЭВИ ЭППД улучшение показатели SISRE в интервале между закладками. Показано, что предлагаемая циклограмма дает принципиальную возможность обеспечить приемлемое значение ЭППД на уровне 1—2 метров при отсутствии закладок в течение длительного (до нескольких месяцев) интервалов времени.

7. В экспериментальной отработки процессе предлагаемых информационных технологий показаны преимущества использования МЛНСС в повышения эфемерид и обеспечения точности независимости задачах функционирования НКА ОГ. Выявлены ключевые проблемы, возникающие при «встраивании» МЛНСС в проектируемые технологические циклы: ограничения на сеансы с наземными терминалами, необходимость перенацеливания, сложность составления единой циклограммы взаимодействия всех пар НКА. С учетом технических ограничений и данных проектно-баллистического анализа на основе перебора возможных вариантов организации сеансов связи предложен функционирования МЛНСС, вариант цикла «самостоятельного» обеспечивающий в комплексе с циклом работы МРЛ уточнение ЭВИ и уходов шкал внутри ОГ благодаря проведению сеансов измерений и их последующей обработки.

8. Обоснована необходимость формирования отдельного научнотехнического задела для решения задачи компенсации влияния таких специфических погрешностей, также включенных в выражение для ЭППД, как задержки в трактах функционирования бортовой аппаратуры и выносы ФЦ антенных систем НКА на ошибки эфемерид и ПВЗ, устранить которые другими средствами не представляется возможным.

9. В целом в рамках настоящей главы получены результаты, подтверждающие возможность реализации предлагаемых информационных технологий с положительным эффектом, заявленным в целях данной работы, на фоне всего спектра неконтролируемых факторов, действующих в реальной задаче.

ГЛАВА 4. АДДИТИВНЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ЭФЕМЕРИД НКА ГЛОНАСС

Как уже неоднократно указывалось в главах 1–3, макетирование и прототипирование бортовых алгоритмов [59, 60] на основе использования предлагаемых технологий с целью проверки их работоспособности и эффективности требует устранения влияния ряда неконтролируемых факторов, препятствующих генерации высокоточного решения навигационной задачи на борту НКА. В частности, опытная эксплуатация радиотехнической БА в интересах уточнения эфемерид НКА показала, что, несмотря на сантиметровый порядок СКО случайной ошибки измерений, существует ряд трудностей применения аппаратных средств для межспутниковых измерений в актуальных рабочих циклах, связанных прежде всего со следующими факторами:

наличием значительной неопределенной составляющей в ошибках измерений (не менее единиц метров);

– существенным различием технических характеристик AC MCИ на разных НКА ОГ;

 различными значениями задержек в антенно-фидерных системах на разных частотах;

- задержкой сигнала в плазмосфере (при реализации МРЛ с НКА);

- уходом часов;

задержкой сигнала в ионосфере (при реализации МРЛ с наземными станциями);

 – задержкой сигнала в тропосфере (при реализации МРЛ с наземными станциями);

- релятивистскими поправками;

неопределенными погрешностями величин так называемых «выносов»
фазовых центров антенн НКА ГЛОНАСС относительно опорных (формулярных)
значений.

Таким образом, уточнение эфемерид навигационных аппаратов всей ОГ с использованием АС МСИ требует решения ряда частных задач, включая

разработку методики и алгоритмов применения различных видов бортовой аппаратуры с целью компенсации влияния неконтролируемых факторов, препятствующих отработке предлагаемых технологических циклов и устранения упомянутых технических проблем. В рамках настоящей главы обсуждаются различные варианты возможных сценариев реализации соответствующих информационных технологий, интерпретируемых, в соответствии с современными тенденциями, как «аддитивные».

4.1. Базовые технические решения, необходимые для реализации предлагаемых технологических циклов уточнения эфемерид и ПВЗ

Рассмотрим для начала факторы, которые считаются хорошо изученными. В первую очередь речь пойдет об «уходе» часов, ионосферных и тропосферных задержках. Обсуждать эти факторы целесообразно только в контексте реализации технологического цикла уточнения ПВЗ, так как при использовании МРЛ проблема взаимных уходов бортовых шкал времени решается встречными измерениями, а также измерениями (при наличии такой аппаратуры) МЛНСС, а задержек сигнала в атмосфере не может быть в принципе, так как сигнал проходит только через плазмосферу, уровень задержки в которой мал (что было подтверждено при исследовании процессов использования ГНСС в качестве навигационного источника информации для КА на геостационарных орбитах [69]) и, таким образом, не влияет на результат работы алгоритмов. В то же время наземные станции, несмотря на аналогичную возможность формировать встречные измерения с НКА с той же целью, подвержены более существенному влиянию релятивизма при проведении измерений. Кроме того, возникают погрешности при распространении сигнала в ионосфере. Отдельной проблемой является тот факт, что применительно к предлагаемым в работе НКА ГЛОНАСС СВС и ВКК новым технологическим циклам аналогичные алгоритмы необходимо реализовывать и для взаимодействующих с НКА наземных станций, оснащенных средствами проведения измерений. Обсудим возможности компенсации влияния перечисленных факторов.

Разность хода часов между НКА и наземными станциями можно уточнить с помощью модели релятивистской поправки [6], которая рекомендуется для применения потребителем. После ее определения задача синхронизации шкал времени НКА – станция фактически превращается в задачу синхронизации шкал времени между НКА. В данной работе не обсуждается задача синхронизации часов объектов рассматриваемых систем, так как и внутри ОГ, и между ОГ и наземными станциями с точки зрения алгоритмической составляющей решение является тривиальным при использовании встречных измерений, а также вспомогательных каналов оптических систем (см. главу 3). Кроме того, проблема уходов и оценки дрейфов бортовых шкал времени относительно часов системы является отдельной научно-технической и эксплуатационной задачей, которая решается непрерывно и вне зависимости от обсуждаемых в работе новых технологических циклов. Так или иначе, когда речь идет об различных режимах функционирования ОГ (в том числе без загрузки данных с НКУ), одна из наземных станций обязательно должна быть либо синхронизирована с временем системы, чтобы по цепочке восстановить синхронизацию всему созвездию, либо быть оснащена сверхвысокостабильным (относительно даже перспективного водородного стандарта ГЛОНАСС-К2) генератором. Описанный в главе 3 сценарий использования МЛНСС базируется на данных предположениях.

Ионосферная задержка. Автором были предложены различные варианты модели измерений с целью математической «развязки» обсуждаемых факторов, т.е. представления их в форме отдельных согласующих параметров для дальнейшего уточнения в алгоритмах оценивания. Однако ни одна из предложенных моделей не позволила реализовать стабильный технологический цикл. Причины такой неудачи кроются в использовании одночастотных измерений и значимых изменениях задержки сигнала даже в течение одного устранения ночного сеанса. Варианты данной проблемы связаны с использованием МРЛ «НКА – станция» для передачи дополнительных параметров в виде поправок к псевдодальностям, формирование которых обеспечивается следующими сценариями:

1. Применение двухчастотного ГНСС-приемника на наземной станции в синхронизации с МРЛ. Данный вариант является перспективным не только по той причине, что использование частоты S, а также L1, L2 позволяет определить ионосферную поправку для всех рабочих частот и/или реализовать ионосферносвободную комбинацию, но и потому, что потенциально дает возможность модернизации обсуждаемых технологических циклов с использованием аналога НКУ в виде автономных станций, оснащенных интеллектуальным программным обеспечением.

2. Оснащение наземных станций оптической аппаратурой и перенастройка КОС и ББКОС для работы с целью отправки по МРЛ информации на НКА с данными оптических измерений либо использование наземных терминалов МЛНСС с синхронизацией радиотехнических измерений, в лучшем случае – повышающая надежность и функциональность комбинация предлагаемых техник. Данный сценарий позволяет уточнить не только ионосферную, но также и тропосферную задержку сигнала в S радиодиапазоне (при этом они остаются ненаблюдаемыми по отдельности). В качестве недостатка этого сценария необходимо отметить метеозависимость (из-за которой циклограмму измерений НКА – станция необходимо «переставлять под погоду»), а также необходимость синхронизации функционирования разнородных аппаратных средств И формируемых с их использованием данных. В частности, необходимы калибровка задержек в различных трактах и присоединение к единому синхронизатору на каждой станции либо создание технологий сличения различных устройств и техник (это будет обсуждаться далее в данной главе).

Автором было рассмотрено также использование приемника в составе оборудования каждой наземной станции и двух терминалов МЛНСС и одного терминала КОС на трех разнесенных станциях, сопряженных с радиотехнической БА. Такой сценарий позволяет, во-первых, вычесть из каждой вычисленной путем редукции однопутевой псевдодальности, сформированной в составе измерений радиотехнической БА между НКА и наземной станцией, ионосферную задержку, во-вторых, на интервалах отсутствия облаков устранить

погрешность задержки сигнала также и в тропосфере и одновременно с этим повысить точность измерений за счет интеграции радио- и оптических измерений.

Тропосферная задержка. Устранить ее несколько сложнее (здесь и далее речь идет прежде всего о плохо вычисляемой ее «влажной» составляющей), поскольку описанный выше сценарий с применением МЛНСС не решает целиком проблемы из-за прерываемости сеансов. Так как для оценки ПВЗ требуется гораздо большее количество измерений, чем для уточнения эфемерид (см. главы 1, 2), данный фактор имеет существенное значение, и он был проанализирован отдельно на основе данных экспериментов LARGE с применением ILRS [61]. Анализ доступных данных оптических экспериментов показал, что в зависимости от сезона и места расположения наземной станции количество соответствующих оптических измерений (которые должны сопровождать радиотехнические измерения) сильно варьируется. В зимние (когда тропосферная задержка сама по себе незначительна и ею можно пренебречь) и летние сезоны за ночь с привлечением трех станций (о требуемом количестве станций и измерений см. в главе 2) удается набрать необходимое количество (2000) синхронных (радио-оптико) измерений. В весенне-осенние сезоны в северных широтах затруднен набор нужного числа измерений (рис. 4.1), кроме того, дневные сеансы короче, чем ночные, и потому необходимы дополнительные мероприятия по обеспечению МРЛ данными о тропосферной задержке, которая в эти сезоны может достигать десятков сантиметров. Здесь необходимо отметить, что наличие облачности не означает отсутствие возможности проведения сеансов измерений МЛНСС или КОС, однако вопрос зависимости скважности сеансов от плотности облаков и характеристик излучателя не исследован на текущий момент в полной мере и требует сбор полноценной статистики «прозрачности» карты неба.


Рис. 4.1. Типовая карта облачности над территорией РФ и ближайших государств

С учетом сказанного в качестве дополнительной меры может быть рассмотрен сценарий с оснащением станций радиометрами водяного пара, что позволит почти полностью решить проблему определения тропосферной задержки [70]. Недостатком этого сценария является возможное усложнение циклограмм работы станций и удорожание всей информационной технологии, в том числе за счет аппаратных средств. Таким образом, в отличие от сценария с использованием на станции приемника ГНСС в паре с другой радиотехнической аппаратурой, использование КОС, МЛНСС и радиометра существенно увеличивает сложность алгоритмической составляющей, которая к тому же в настоящий момент не автоматизирована. Необходимо отметить, что данные с этих устройств появляются не сразу, а с задержкой, особенно это касается информации, получаемой с радиометра водяного пара (РВП). Однако это не препятствует реализации описанного в главе 2 технологического цикла уточнения ПВЗ, так как обработка измерений в рамках этого цикла может проводиться 1-2 раза в сутки, то есть не в режиме реального времени, так что накопленные измерения могут быть «очищены» ОТ ионосферных И тропосферных задержек.

Использование каких-либо других средств и технологий, помимо перечисленных выше, в данной задаче не представляется возможным. Применение же описанных сценариев позволяет ионосферную задержку исключить из обработки полностью, а тропосферную – либо исключить (если есть оптические измерения), либо снизить до уровня 10% от номинала (если есть РВП) и рассматривать как неопределенную компоненту вектора погрешности измерений, проявляющуюся только в определенные сезоны, что и требовалось согласно обсуждаемой в главе 3 циклограмме функционирования ОГ ГЛОНАСС.

4.2. Оценка систематических ошибок измерений, определяемых особенностями функционирования бортовой аппаратуры НКА. Применение радиотехнической БА и апостериорных данных в цикле уточнения

К такому типу погрешностей следует отнести задержки обработки сигналов в приемо-передающих трактах НКА, а также ошибки знания выносов фазовых центров антенн. В отличие от упомянутых в разделе 4.1 неконтролируемых факторов, рассматриваемые здесь обсуждаются реже.

Ошибка знания выноса фазового центра и задержки в тракте. Поскольку фазовый центр антенны, формирующей навигационный ГНССсигнал, вынесен относительно центра масс НКА, неучет этого факта приводит к появлению систематической ошибки в измерении дальности. Аналогично, дополнительная ошибка измерения возникает вследствие задержки отправки сигнала в бортовой аппаратуре НКА, зависящей от частоты и типа сигнала. Систематические погрешности приводят к получению в МНК смещенных оценок, существенно увеличивая итоговую ЭППД. Таким образом, возникает задача уточнения перечисленных параметров. Очевидно, что уточнить их без использования априорной статистики и какого-либо эталона невозможно из-за того, что они не наблюдаются отдельно от других ошибок взаимных измерений дальностей. Поэтому решать данную задачу предлагается априори с помощью описанной ниже технологической процедуры, иллюстрируемой с помощью функциональной схемы (рис. 4.2), с привлечением наземных средств и

254

вычислительных возможностей, в том числе, если это доступно, альтернативных ГНСС-средств: квантово-оптических и допплеровских систем, а также РСДБ.





Основываясь на опыте эксплуатации бортовых средств НКА, можно сделать допущение, что в процессе их многолетнего функционирования погрешности будут постоянными будут упомянутые (то есть не эволюционировать совсем либо будут иметь незначительный дрейф), поэтому результат предлагаемой процедуры в виде оценок уточненных обсуждаемых неконтролируемых факторов будет актуальным долгое время, и это позволит с их помощью реализовать предлагаемый в работе алгоритм определения ЭВИ силами только ОГ и отдельно взятых НС. Полученные таким образом на борту оценки упомянутых параметров могут использоваться в штатном и нештатном технологических циклах функционирования, описанных в главах 1–3.

Обратимся теперь к описанию предлагаемого алгоритма уточнения обсуждаемых в данном разделе систематических ошибок измерений. Для этого вернемся вновь к модели измерения псевдодальности между НКА:

$$S^{ij} = c\tau^{ij} + c\left(\Delta t^{i} - \Delta t^{i^{\text{pen}(\Pi M)}}\right) - c\left(\Delta t^{j} - \Delta t^{j^{\text{pen}(\Pi A)}}\right) + a_{0}^{i\Pi M} + a_{0}^{j\Pi A},$$

$$(4.1)$$

где $a_0^{iпм}$ и $a_0^{jпd}$ – литерные задержки; Δt^i и Δt^j – поправки к шкалам времени *i*го и *j*-го КА соответственно; $\Delta t^{i^{pen(пм)}}$ и $\Delta t^{j^{pen(nd)}}$ – поправки на релятивизм; $c\tau^{ij}$ – «геометрическая задержка», определяемая соотношением

$$c\tau^{ij} = \rho^{ij} + \delta S_{\Pi} + \delta S^{ij}_{\Gamma paB} + \delta S^{i}_{\Pi M} + \delta S^{j}_{\Pi M}, \qquad (4.2)$$

и расчетный аналог такого измерения

$$\rho^{ij} = D_2^{ij} \left(\vec{R}_{\Pi \Pi} (t^i - \rho^{ij} / c), \vec{R}_{\Pi M} (t^i) \right), \tag{4.3}$$

где $\vec{R}_{nd}(t^i - \rho^{ij}/c)$ – геоцентрическое положение передающего НКА в момент излучения сигнала $t^i - \rho^{ij}/c$; $\vec{R}_{nm}(t^i)$ – геоцентрическое положение приемного НКА в момент приема сигнала t^i .

При проведении «прямых» и «встречных» измерений (соответственно от *i*го до *j*-го КА и обратно) S^{ij} и S^{ji} на близких эпохах (в течение рабочего цикла аппаратуры АС МСИ) удается сформировать суммарно-дальномерные и разностно-дальномерные навигационные измерения. При условии необходимой синхронности по какой-то единой шкале времени формируется точечное измерение «геометрической» псевдодальности с учетом суммы и разностей калибровок (оценок задержек в аппаратуре каждого из КА) в приемопередающих трактах НКА, участвующих во взаимных измерениях:

$$S_{+}^{ij} = (S^{ij} + S^{ji}) = c(\tau^{ij} + \tau^{ji}) + a_0^{i\Pi M} + a_0^{j\Pi A} + a_0^{j\Pi M} + a_0^{i\Pi A}.$$
(4.4)

В результате появляется возможность уточнить суммарные задержки в приемо-передающих трактах каждого из КА при наличии не менее трех НКА:

$$S_{+}^{ij} = (S^{ij} + S^{ji}) = c(\tau^{ij} + \tau^{ji}).$$
(4.5)

В (4.4) a_0^{i+} и a_0^{j+} – суммарные задержки *i*-го и *j*-го НКА соответственно:

$$a_0^{i+} = a_0^{i\pi \beta} + a_0^{i\pi M} , \qquad (4.6)$$

$$a_0^{j+} = a_0^{j_{\Pi \Lambda}} + a_0^{j_{\Pi \Lambda}}.$$
(4.7)

Система линейных уравнений для определения суммарных систематических задержек в приемо-передающих трактах для минимально достаточного состава из трех НКА имеет вид

$$\Delta S_{+}^{12} = a_{0}^{1+} + a_{0}^{2+},$$

$$\Delta S_{+}^{13} = a_{0}^{1+} + a_{0}^{3+},$$

$$\Delta S_{+}^{23} = a_{0}^{2+} + a_{0}^{3+},$$

(4.8)

где ΔS^{ij}_+ – невязка между измеренным и расчетным значениями.

Определитель такой системы трех уравнений с тремя неизвестными равен минус двум, и, следовательно, система имеет очевидное решение при наличии, например, высокоточных апостериорных эфемерид, что и было предложено выше для решения данной задачи (см. рис. 4.2). Таким образом, погрешность оценки суммарных задержек (помимо вклада случайных ошибок измерений) будет определяться ошибками апостериорных эфемерид в проекции на межспутниковую дальность.

Уточнение суммарных задержек в приемо-передающих трактах возможно также и по совокупности прямых и встречных измерений без перехода к суммарным измерениям, но требует, кроме того, знания высокоточных частотновременных поправок. Поясним это подробнее.

В случае разностно-дальномерных измерений геометрическая задержка парируется, а модель измерения эквивалентна разности ухода часов *i*-го относительно *j*-го НКА с учетом релятивистских задержек их шкал и разностей калибровок в приемо-передающих трактах НКА, участвующих во взаимных измерениях:

$$S_{-}^{ij} = (S^{ij} - S^{ji}) = 2c \left(\Delta t^{i} - \Delta t^{i^{\text{pe}\pi(i)}} \right) - 2c \left(\Delta t^{j} - \Delta t^{i^{\text{pe}\pi(j)}} \right) + a_{0}^{i_{\text{IIM}}} + a_{0}^{j_{\text{IIM}}} - a_{0}^{j_{\text{IIM}}} - a_{0}^{i_{\text{IIM}}},$$

т.е. релятивистская задержка удваивается.

По аналогии с суммарными, для разностных измерений можно уточнить разность задержек в приемо-передающих трактах:

$$a_0^{i-} = a_0^{i_{\Pi M}} - a_0^{i_{\Pi A}} , \qquad (4.9)$$

$$a_0^{j-} = a_0^{j_{\Pi,\Pi}} - a_0^{j_{\Pi,\Pi}}.$$
(4.10)

С учетом (4.6) и (4.7), суммируя (4.9) с (4.6) и (4.10) с (4.7), получим

$$a_0^{i\Pi M} = (a_0^{i+} + a_0^{i-})/2, \qquad (4.11)$$

$$a_0^{j\pi\mu} = (a_0^{j+} + a_0^{j-})/2.$$
(4.12)

Далее, подстановкой (4.11) в (4.6) и (4.12) в (4.7) находим

$$a_0^{i \pi a} = (a_0^{i+} - a_0^{i-})/2, \qquad (4.13)$$

$$a_0^{j_{\Pi M}} = (a_0^{j+} - a_0^{j-})/2.$$
 (4.14)

Таким образом, совместная обработка суммарных и разностных измерений от не менее трех НКА, реализующих прямые и встречные измерения, позволяет получить оценки задержек в приемо-передающих трактах АС МСИ. Проверка этих оценок на формулярных значениях подтверждает [21], что при наличии корректных оценок для суммарных (4.6), (4.7) и разностных (4.9), (4.10) значений фактические значения задержек в приемном и передающих трактах НКА разделимы, т.е. наблюдаемы, при работе на прием и передачу как на одну антенну, так и на разные.

В результате алгоритм уточнения влияния неконтролируемых факторов на точность эфемерид с последующим реверсивным решением поставленной выше задачи включает следующие шаги:

1. Анализ комплектации приемо-передающих трактов и антенных систем АС МСИ с точки зрения присутствия максимальных значений возможных задержек, проверка наличия априорных (формулярных или уточненных кемлибо) данных по задержкам в приемо-передающих трактах и инициализация соответствующих параметров в рекуррентных соотношениях алгоритма.

2. Определение невязок прямых и встречных измерений на основе апостериорной эфемеридно-временной информации (ЭВИ) и сравнение этих невязок с априорными данными (при их наличии, п. 1).

3. Уточнение суммарных задержек в приемо-передающих трактах по суммарным измерениям, сравнение полученных результатов с априорными данными.

4. Уточнение разностных задержек, анализ точности средних (за сеанс) оценок, анализ технических характеристик (ТХ) бортового синхронизирующего устройства (БСУ) по апостериорной ЭВИ, выбор НКА с лучшим и худшим БСУ в смысле стабильности и точности формируемых измерений, определение ЧВП по измерениям АС МСИ и сравнение их с апостериорными ЧВП.

5. Формирование заключения о возможности уточнения на основе предложенной процедуры и математических моделей учитываемых неконтролируемых факторов.

Функциональная схема моделирования предлагаемого алгоритма с целью его отработки представлена на рис. 4.3.



Рис. 4.3. Функциональная схема отработки алгоритма уточнения систематических ошибок измерений

Для подтверждения работоспособности описанной процедуры рассмотрим результаты обработки сеансов измерений, проведенных в следующих интервалах: март – апрель 2016 г. (11 НКА серии «Глонасс-М»), январь – февраль 2022 г. (4 НКА серии «Глонасс-М» и 2 НКА серии «Глонасс-К») [21].

Среди накопленных измерений в 2016 г. есть 12 НКА, из которых по 11 НКА есть встречные измерения, что позволило сформировать суммарные и разностные компоненты и расширить оценку погрешностей. Для 3 НКА R05(734), R22(731), R24(735), которые присутствуют на интервале в марте – апреле 2016 г., имелись в наличии априорные исходные данные о задержках в передающем и приемном трактах, которые составили в среднем 462 и 23 нс соответственно (для каждого номера НКА – свое значение). В результате

выполнения описанных выше процедур были получены оценки погрешности вариаций задержек от среднего, которые составили не более 0,6 м для передающего тракта (734), и 0,9 м – для приемного (735). Эти отличия, безусловно, значительны, однако, поскольку величины невязок наблюдаемых и априорных значений большие, на данном этапе анализа свойств измерений вариации менее 1 м можно считать незначимыми и пригодными для применения.

В начале 2022 г. проведены МСИ по 6 НКА с системными номерами: R09(702), R11(705) – «Глонасс-К», R12(758), R18(754), R22(735), R24(760) – «Глонасс-М», из которых по всем НКА есть встречные измерения, что позволило сформировать суммарные и разностные компоненты и провести экспериментальную оценку с использованием новых НКА серии «Глонасс-К».

Заметим, что предварительный анализ свойств прямых измерений S^{ij} и S^{ji} , накопленных в сеансах, показал, что некалиброванные значения задержек $a_0^{iпM} = c\Delta t_{\Pi M}^{i} f_i$, $a_0^{ing} = c\Delta t_{\Pi d}^{i} f_i$, $a_0^{jng} = c\Delta t_{\Pi d}^{j} f_j$, $a_0^{jnm} = c\Delta t_{\Pi M}^{j}$, участвующих во взаимных измерениях, могут достигать десятков и иногда даже сотен метров, т.е. без калибровки такие измерения для эфемеридно-временного обеспечения (ЭВО) использоваться не могут. Иными словами, здесь необходима обработка прямых и встречных измерений, как уже указывалось, не менее чем 3 НКА. Поэтому далее обсуждаются результаты обработки полусумм и полуразностей, накопленных в проведенных сессиях измерений.

Подчеркнем еще раз, что приведенные ниже в тексте и соответствующих таблицах результаты подтверждают возможность с использованием развиваемой информационной технологии получения оценок с необходимой точностью параметров, характеризующих влияние неконтролируемых факторов на процесс уточнения эфемерид ГЛОНАСС с применением аппаратуры межспутниковых измерений. Конкретно оценивались следующие параметры: задержки в приемных и передающих трактах АС МСИ НКА a_0^{inm} и a_0^{ind} , суммарные a_0^{i+} и разностные a_0^{i-} задержки в приемо-передающих трактах для различных пар НКА ГЛОНАСС, погрешности синхронизации бортового излучателя навигационного

сигнала (БИНС) и АС МСИ, входящие в состав Δt^i и Δt^j как систематические ошибки, выносы ФЦ приемной и передающей антенн δS^i_{IM} и δS^j_{III} .

Результаты обработки полусумм измерений. В табл. 4.1 и 4.2 приведены оценки суммарной задержки, полученные в сессиях 2016 и 2022 гг. соответственно (в том числе результаты эксперимента от 2012 г., который проводился вместе с наземными станциями).

Таблица 4.1

Оценки суммарной задержки по результатам сессии 2016 г.

CT	Номер	<i>а</i> +, м	sig	2012 г.
R02	747	92,668	0,009	
R03	744	91,566	0,010	91,828
R04	742	89,906	0,009	90,110
R05	734	78,965	0,009	
R07	745	91,254	0,009	
R08	743	92,579	0,011	
R16	736	80,405	0,008	
R17	751	90,293	0,008	
R18	754	87,762	0,007	
R22	731	79,666	0,010	
R24	735	77,687	0,007	

Таблица 4.2 Оценки суммарной задержки в сессии 2022 г.

CT	Номер	а+, м	sig	2016 г.
R09	702	74,717	0,012	
R11	705	90,140	0,010	
R22	735	77,500	0,013	77,687
R18	754	87,958	0,012	87,762
R12	758	88,428	0,013	
R24	760	88,872	0,012	

В табл. 4.1 и 4.2 использованы следующие обозначения: спутниковая точка (СТ) – позиция НКА в орбитальной группировке, номер – системный номер, *a*+ – оценка суммарной задержки в метрах, sig – СКО оценки задержки.

Анализ показывает, что оценки суммарных задержек, приведенных в табл. 4.1 и 4.2, сохраняют свои значения на длительных интервалах (до 10 лет), и это подтверждает возможность применения данной технологии на практике. С учетом уточнения выносов антенных систем относительно центра масс НКА удалось снизить СКО ошибок до уровня 7—8 см. При этом стоит также отметить, что сравнение априорных значений задержек (в метрах) в приемных и передающих трактах с наблюдаемыми в экспериментах для трех КА: R22(731), R24(735), R05 (734) – показал существенные различия, и при другом подходе это целиком вошло бы в неопределенную составляющую систематической ошибки измерений между НКА или между НКА и наземными станциями с радиотехнической БА, исключив возможность применения развиваемой в данной работе идеи. В табл. 4.3 по априорным значениям упомянутых задержек проведен расчет ожидаемых задержек в прямых и встречных измерениях (без учета задержек в антенно-фидерных устройствах (АФУ), в метрах), а также ожидаемых значений полусумм и полуразностей оцениваемых задержек (в метрах) [21].

Таблица 4.3

							$a_0^-(\text{вст}$		
	Номе			a_{0}^{+} (прям			речные	<i>a</i> +/	а—
CT	р	a_0^{IM}	$a_0^{\pi \pi 735}$	ые)	$a_0^{{}_{\Pi M}735}$	$a_0^{\pi \pi}$)	2	/2
R05-	734-							145,	
R24	735	8,0	139,9	147,9	7,2	135,5	142,7	3	2,6
R22-	731-							147,	
R24	735	7,7	139,9	147,6	7,2	139,7	146,9	3	0,4

Задержки в трактах НКА ГЛОНАСС, рассчитанные по априорным данным

Для указанных пар прямых и встречных измерений даже для различных литер БИНС и АС МСИ невязки задержек примерно одинаковые: прямые на 3—4 м больше априорных, а встречные – на 16 м. Таким образом, учет задержек при реализации технологии обработки МСИ должен производиться после их калибровки, а не по априорным значениям, что подтверждает рациональность предлагаемой автором концепции.

Измерения, соответствующие интервалу 2022 г., отражают факт появления пары НКА серии «Глонасс-К», т.е. НКА с другой аппаратурой, что в контексте данной задачи имеет принципиальное значение. В табл. 4.4 приведены значения

Таблица 4.4

Значен	ния невязон	к прямых и в	встречных из	вмерений с у	четом апосто	ериорных
			ЧВП			
тт						

Ном	ле						
р		702	705	758	754	735	760
C	[R09	R11	R12	R18	R22	R24
CT	Л	-2	0	-1	-3	-3	2
R0			(165)/(-		(163)/(-	(152)/(-	(164)/(-
9	3	•••	47,7)		14,2)	7,1)	11,9)
R 1		(117)/(21		(179)/(+35	(178)/(+31	(168)/(+39	(180)/(+35
1	3	2)		,5)	,3)	,9)	,8)
R 1			(214)/(14		(176)/(-	(167)/(+3,	
2	3		3)	•••	3,9)	6)	
R 1		(148)/(17	(211)/(14	(172)/(180			(177)/(+3,
8	5	7)	5))	•••		9)
R2		(145)/(16	(206)/(13	(170)/(163			(177)/(+3,
2	6	0)	0))		•••	7)
R2		(153)/(17	(215)/(14		(181)/(173	(181)/(173	
4	6	5)	3)))	

В табл. 4.4 дополнительно обозначены Л – номер литеры, в ячейках – значения задержек при проведении прямых и встречных измерений соответственно (в метрах). Заметен резкий рост вариаций представленных значений. Приведем в табл. 4.5 также сравнение для двух КА: R11(705) и R22(735)-априорных (первая строка) значений задержек (в метрах) с наблюдаемыми (вторая строка).

Таблица 4.5

	1			<u>' 1</u>	1				
				a_0^+			a_0^-		
				(прямы			(встречны		<i>a</i> –
Номер	СТ	$a_0^{{\scriptscriptstyle \Pi}{\scriptscriptstyle M}}$	$a_0^{\pi d^{735}}$	e)	a_0^{IM735}	$a_0^{\Pi A}$	e)	<i>a</i> +/2	/2
705-	R11-	102,				11		179,	62,
735	R22	5	139,9	242,4	7,2	0	117,1	8	6
705-	R11-								39,
735	R22			206			130	168	9
Δ				-36м			+13м		

Сравнение априорных задержек в трактах НКА с наблюдаемыми

Видны существенные различия между априорными и наблюдаемыми задержками, измеряемые десятками метров (третья строка Δ). При этом для двух сочетаний пар «Глонасс-М» в 2016 г. было существенно лучшее согласование. Данный факт говорит о том, что априорные задержки содержат значительные неопределенности и использовать их в рабочей процедуре нецелесообразно, вместо этого нужно переходить непосредственно к обработке измерений согласно предлагаемой методике.

Предварительные выводы по обработке полусумм измерений. Предлагаемый алгоритм оценки задержек приемных и передающих трактов НКА, получаемых при обработке суммарных измерений, демонстрирует повторяющийся результат, проверенный на 10-летнем интервале, для которого получены стабильные во времени значения оценок суммарных задержек. В результате выявлено наличие существенных отклонений от формулярных значений (примерно до 5–8 см по осям Y_{cB} , Z_{cB} и до 15–25 см по X_{cB} , где св – связанная с НКА система координат), что, однако, на порядок меньше вклада задержек в трактах S диапазона.

Результаты обработки полуразностей измерений. Как уже было сказано ранее, на интервале сессии 2016 г. участвовало 11 КА (R02, R03, R04, R05, R07, R08, R16, R17, R22, R24). По трем известна априорная информация о задержках МРЛ (R05, R22, R24). Расчет систематических ошибок полуразностей относительно апостериорных ЧВП приведен в табл. 4.6. Расчеты проведены с применением апостериорных эфемерид и ЧВП центра анализа pmk.

Оценка разностных задержек и– (в метрах) по м								
		Л	итер					
CT	Номер	БИНС	АС МСИ	a–	sig			
R02	747	-4	1	-1,447	0,111			
R03	744	5	1	6,573	0,113			
R04	742	6	1	6,016	0,107			
R05	734	1	2	-1,049	0,107			
R07	745	5	2	5,301	0,101			
R08	743	6	2	6,999	0,132			
R16	736	-1	4	-0,342	0,093			

Оценка разностных задержек *а*– (в метрах) по МСИ

Таблица 4.6

R17	751	4	5	-0,611	0,097
R18	754	-3	5	0,045	0,085
R22	731	-3	6	6,956	0,122
R24	735	2	6	2,040	0,083

Таким образом, были получены оценки погрешностей в разностных задержках от 1,4 до 7,0 м. Подобный разброс, предположительно, может быть обусловлен взаимной некалиброванностью трактов различных аппаратных средств НКА – БИНС и канала обмена МСИ.

Таким образом, с учетом приведенных в данном разделе результатов можно сделать вывод, что значения полусумм задержек измерений относительно стабильны во времени при определении их с использованием апостериорных эфемерид. При уточнении эфемерид можно оценивать значения задержек без предварительного уточнения, например с использованием запросных измерений наземного комплекса управления (НКУ) и соответствующей инфраструктуры ГЛОНАСС. Полуразности существенно зависят от актуальных ЧВП и при существующих средствах калибровки без этой высокоточной информации не могут быть определены. Ситуацию с их калибровкой предлагается разрешать с привлечением дополнительных средств, например бортовых квантовых оптических систем (БКОС). Измерений БКОС должно быть достаточно для получения эталонных ЧВП, которые будут применяться в обсуждаемой процедуре как исходные данные.

Реализация предлагаемых выше процедур может обеспечить повышение эффективности использования АС МСИ в интересах уточнения эфемерид и устранение в канале измерений систематических ошибок, вызванных неконтролируемыми факторами, с уровня десятков метров до единиц сантиметров. В главе 3 были приведены результаты уточнения эфемерид и ПВЗ с учетом случайных ошибок, вызванных неучетом остаточной погрешности выносов ФЦ АС и ПП задержек с таким порядком величины в виде случайной ошибки с нормальным распределением.

265

4.3. Оценка систематических ошибок измерений, вызванных особенностями функционирования бортовой аппаратуры НКА. Применение альтернативных средств для получения оценок

В данном подразделе обсуждается создание методик, моделей и алгоритмов с учетом их возможной реализации в составе программного обеспечения, для обработки измерений НКА ГЛОНАСС, полученных с использованием сети разветвленных станций, не входящих в инфраструктуру ГЛОНАСС (например, КОС, РСДБ, ДОРИС). Обсуждаются также подходы к сличению различных технических средств, применяемых В рамках технологического цикла функционирования ОГ и автономных наземных станций [61, 62]. По мнению автора, подобная задача представляет самостоятельный интерес с точки зрения решения сформулированной в данной главе проблемы систематических ошибок измерений, уточнения a расширения также функциональных возможностей отечественных бортовых наземных И аппаратных средств из различных систем в интересах совершенствования характеристик ГЛОНАСС. Иными словами, успешная реализация обсуждаемой методики позволит:

- создать инструменты калибровки и уточнения систематических ошибок измерений, формируемых бортовыми аппаратными средствами НКА ГЛОНАСС и наземными станциями;
- повысить точность апостериорных эфемерид ГЛОНАСС при решении задачи и на земле, и на борту;
- улучшить синхронизацию различных систем координат и шкал времени, включая СК ГЛОНАСС, РСДБ, КОС и другие системы, в том числе зарубежные ГНСС.

В конечном итоге речь идет о создании информационной технологии и прикладных инструментов по привлечению сетей КОС и РСДБ для обработки и формирования измерений по сигналам от ГНСС (радиоканала на рабочих частотах или отраженных от «уголка» оптических) в интересах уточнения эфемерид ГЛОНАСС и формирования поправок к шкалам времени, определения по движению НКА Всемирного времени (DUT), параметров трансформации между ПЗ-90 и другими ЗССК (ITRF, WGS84, BDCS). Одним из прямых прикладных применений в рамках данной работы развиваемой далее информационной технологии является использование наземных средств РСДБ или КОС в процедуре уточнения задержек в передающих трактах НКА и выносов ФЦ АС.

4.3.1. Использование РСДБ

Рассмотрим теперь более подробно задачу разработки и реализации моделей и алгоритмов формирования расчетных измерений, которые могут быть получены на станциях РСДБ по сигналам ГЛОНАСС, с учетом их временной редукции, «соединения» временных шкал систем и компенсации таких составляющих ошибок ГНСС-измерений, как ионосферные задержки, тропосферные задержки, выносы ФЦ антенн, ошибки часов. Разобьем данную задачу на отдельные этапы формирования задержки приема сигналов ГНСС между двумя станциями РСДБ, необходимой для получения оценки разности псевдодальностей между НКА и двумя станциями:

- Получение решения в первом приближении использование геометрического положения станций и спутника в качестве основы для расчётов без учета временной редукции. Данный этап должен сопровождаться сравнением решений, полученных при использовании эфемерид спутника разных типов.
- 2. Реализация процедуры временной редукции в расчётном аналоге.
- 3. Реализация алгоритмов учета тропосферной и ионосферной задержек с использованием соответствующих апостериорных карт. Анализ возможных подходов к улучшению оценок тропосферных и ионосферных задержек путем сравнения точности получаемого решения в зависимости от используемых ионосферных карт (на этапе отладки технологии).
- 4. Учёт выноса фазового центра антенны КА (на этапе отладки технологии).
- 5. Компенсация разности хода и ошибок часов (на этапе отладки технологии).

На первом этапе используем математическую интерпретацию (модель) собранных данных – готовых измерений, первичную обработку которых, в том числе на корреляторе РСДБ, осуществили специалисты ИПА РАН [63]. Модель измерений представляется в виде следующего соотношения:

$$\tau_{1,2} = \frac{D_1^i(t', t_1) - D_2^i(t', t_2)}{c}, \qquad (4.15)$$

здесь $\tau_{1,2}$ — групповая геометрическая задержка сигнала между станциями РСДБ; t' — время отправки сигнала *i*-м КА; t_1 и t_2 — время приема сигнала первой и второй станциями РСДБ; c — скорость света; D_1^i и D_2^i — расстояние пройденное сигналом *i*-го КА до первой и второй станции РСДБ соответственно:

$$D_{1}^{i}(t',t_{1}) = \left| \bar{r}_{\text{HKA}}^{i}(t') - \bar{r}_{1}^{i}(t_{1}) \right|,$$
$$D_{2}^{i}(t',t_{2}) = \left| \bar{r}_{\text{HKA}}^{i}(t') - \bar{r}_{2}^{i}(t_{2}) \right|,$$

где \bar{r}_{HKA}^i — радиус-вектор *i*-го в момент излучения сигнала t' в инерциальной СК; $\bar{r}_1^i(t_1)$ и $\bar{r}_2^i(t_2)$ — координаты первой и второй станций в инерциальной СК в моменты приема сигнала *i*-го НКА t_1 и t_2 соответственно.

Таким образом, в числителе формулы (4.15) находится первая разность псевдодальностей относительно НКА, каждая из которых складывается из геометрического расстояния и задержек сигнала в линейной мере, учитывающих влияние тропосферы, ионосферы, выноса ФЦ НКА, задержек сигнала в аппаратуре НКА и ИП и отличие часов НКА и ИП от опорной шкалы времени. Разность псевдодальностей относительно НКА компенсируют неопределенность хода часов и задержки в бортовой аппаратуре НКА. В качестве первого приближения расчетного аналога псевдодальности использовалась формула групповой задержки, учитывающая только геометрию НКА и станций базы, но не учитывающая временную редукцию:

$$\tau_{r_{lk}} = \frac{D_{r(l)}(t) - D_{r(k)}(t)}{c}, \qquad (4.16)$$

где $D_{r(l)}$ – геометрическая дальность между *i*-й станцией и спутником; $D_{r(k)}$ – геометрическая дальность между *k*-й станцией и НКА; *t* – время оцифровки

сигнала; c — скорость света. Вычисление задержки в данном случае предполагает знание положения станций и НКА в связанной с Землей системе координат. Координаты радиоинтерферометрических станций комплекса «Квазар-КВО» представлены в открытом доступе, так как все три станции являются частью наземной сети станций наблюдения международной службы ГНСС (МСГ, International GNSS Service, IGS) [64]. Коснемся теперь проблемы реализации описываемой далее методики, связанной с необходимостью совмещения систем координат ITRF и ПЗ90, поскольку координаты станций представлены в первой СК, а эфемериды ГНСС – во второй. Эта проблема представляет самостоятельный интерес, так как касается не только ГНСС и РСДБ, но и всех комбинируемых систем наземной инфраструктуры. В связи с этим она рассмотрена далее в данной главе, в подразделе, касающемся обработки измерений КОС с помощью НКА ГЛОНАСС.

Вопрос выбора поставщика эфемерид для обсуждаемой здесь методики и их применения в приведенной выше модели является открытым. Помимо упомянутой выше международной службы ГНСС, соответствующие данные с эфемеридами формирует европейская CODE (Center for Orbit Determination in Europe), проект МСГ по совмещению и обработке всех доступных для обработки сигналов ГНСС – MGEX (Multi-GNSS Experiment), отечественные СВОЭВИ (ранее – СВОЭВП, Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок) и ИАЦ (Информационно-аналитический центр координатновременного и навигационного обеспечения). Файлы эфемерид бывают двух типов в зависимости от способа их получения: бортовые (Broadcast), передаваемые спутником (применялись в экспериментах с целью получения величины потенциального ухудшения результатов) и уточненные (Precise). Очевидно, что для отработки методики определения погрешностей измерений необходимо использовать уточненные эфемериды, представленные их версией Final.

Для сравнения получаемых результатов исследований применения эфемерид различных типов использовались файлы данных эфемерид спутников ГЛОНАСС, которые указаны в табл. 4.7.

Таблица 4.7

Служба	Тип эфемерид	Формат файла
ИАЦ	Бортовые	rinex
ИАЦ	Финальные	sp3
MCГ (IGS)	Бортовые	rinex
MCГ (IGS)	Финальные	sp3
ПМК СВОЭВП	Финальные	sp3

Источники эфемерид НКА

Заметим, что расчёт упрощенной групповой задержки предполагает знание положения НКА в моменты оцифровки сигнала на первой станции базы. Оцифровка измерений проводилась ежесекундно. Соответственно, для получения решения требуется получить координаты НКА с секундным шагом в момент проведения сеанса измерений. Получение искомых значений эфемерид на заданные моменты времени осуществлялось с помощью ПО, реализующего процедуру интерполяции методом Лагранжа по 12 имеющимся в данных точкам.

Расчетный аналог разности псевдодальностей, представленный выше, не учитывает влияния факторов, снижающих точность навигационного решения, а именно: задержки в тропосфере и ионосфере, выноса фазовых центров антенны НКА и приёмника, релятивистского эффекта и поляризации фазы. Заметим, что учёт этих факторов требует временной редукции измерений. В то же время ввиду схемы решения поставленной задачи апостериори существует принципиальная возможность (в отличие от сценария в разделе 4.1) использования готовых высокоточных данных, предоставляемых соответствующими службами.

Прежде чем привести описание алгоритма временной редукции, опишем особенности этой процедуры в рассматриваемой задаче при наличии двух станций РСДБ. В выражении (4.16) используются геометрические дальности,

рассчитанные по координатам НКА в момент оцифровки измерений и получения точки на отрезке псевдослучайной последовательности (ПСП). Однако действительный момент времени той же точки ПСП сигнала ГЛОНАСС в момент излучения не соответствует времени его получения на станции. За время прохождения сигналом расстояния от НКА до двух приемников на Земле НКА преодолевает разные отрезки пространства. Таким образом, с целью получения момента времени условной отправки сигнала для конкретного измерения при учете временной редукции расчетный аналог групповой задержки будет выглядеть следующим образом:

$$\tau_{tr(lk)} = \frac{D_{tr(l)}(t_{sat}, t_{st}) - D_{tr(k)}(t_{sat}, t_{st})}{c}, (4.17)$$

где $D_{tr_{(l)}} = |\bar{r}_i(t_{sat}) - \bar{r}_{(l)}(t_{st})|$ – расчетное значение дальности между *i*-й станцией и *i*-м спутником с учетом временной редукции; t_{sat} – время испускания сигнала спутником; t_{st} – время оцифровки сигнала на станции. Получение времени t_{sat} осуществляется следующим образом [62]:

$$t_{sat}^{m+1} = t_{st} - \frac{D^m(t_{sat}^m, t_{st})}{c}, t_{sat}^0 = t_{st}, (4.18)$$

где m – номер итерации. Итерации заканчиваются, когда значение дальности между соседними итерациями меньше заданной величины. Положения и скорости НКА на полученные с учетом редукции моменты времени t_{sat}^{i} рассчитывались путем интерполяции полиномом третьей степени по четырем известным точкам (с шагом в одну секунду).

Учет ионосферной и тропосферной задержки сигнала. Для учета тропосферной задержки последняя традиционно разделяется на «гидростатическую» и «влажную» составляющие. Гидростатическая задержка, которая варьируется от 80 до 100% в зависимости от места и времени года, может быть вычислена с высокой точностью (~1 см) с использованием известной формулы [27]:

$$D_{hz} = \frac{0.0022768 \cdot p}{f_s(B,H)}, \qquad (4.19)$$

где $f_s(B,H) = 1 - 0,00266 \cdot \cos(2B) - 0,00028 \cdot H$ – гравитационная функция широты и высоты пункта; H – высота пункта; B – широта пункта; p – барометрическое давление.

Влажная компонента зенитной задержки определяется по метеоданным со значительной неопределенностью, что обусловлено прежде всего климатическими условиями проведения измерений. В исследованиях, требующих высокой точности определения влажной составляющей задержки, могут использоваться внешние устройства мониторинга (например, радиометры водяного пара) или задержка может включаться в состав уточняемых параметров.

Общая модель тропосферной задержки для дальномерных измерений [34] выглядит следующим образом:

$$D_L = m_h(e)D_{hz} + m_w(e)D_{wz} + m_g(e)[G_N\cos a + G_E\sin a], \qquad (4.20)$$

где D_{hz} – зенитная гидростатическая задержка; D_{wz} – зенитная «влажная» задержка; G_N и G_E – компоненты градиента горизонтальной задержки в направлении на север и восток соответственно; $m_h(\gamma), m_w(\gamma), m_g(\gamma)$ – функции отображение гидростатической, зенитной и горизонтальной задержки соответственно.

Уточнение компонент азимутального градиента задержки связано с использованием измерений на углах места излучения сигнала менее 15°, что является проблемным вопросом ввиду наличия эффекта многолучевости. При использовании измерений по углу места более 15° элементы модели азимутального градиента задержки можно не рассматривать. В окончательных расчетах задержки использовался алгоритм расчета моделей тропосферы ПМК СВОЭВП [65], и потому здесь он не приводится. В качестве исходных данных выступают: дата и время привязки параметров модели, геодезические координаты потребителя, суммарная зенитная задержка, предоставляемая в файле формата SINEX_TRO (параметр TROTOT). Используемый алгоритм расчета тропосферной задержки распространения сигнала основывается на

знании суммарной зенитной задержки в точке приема, что, в свою очередь, требует применения тропосферных карт (уже упомянутый формат SINEX_TRO) на даты проведения сессий измерений РСДБ. Ранее такие данные предоставляла ПМК СВОЭВП на своём официальном сайте. В качестве источника тропосферных карт автором использовался архив Информационной системы данных динамики земной коры (CDDIS, Crustal Dynamics Data Information System) [66]. Официальная директория, содержащая тропосферные карты, указанная на сайте CDDIS, содержит набор файлов, каждый из которых представляет собой файл SINEX_TRO в месте нахождения станции наблюдения. Для их использования было необходимо определить ближайшие к пунктам комплекса «Квазар-КВО» станции наблюдения. С этой целью были рассмотрены объединенные файлы тропосферных карт следующих типов:

- COD оценки тропосферы по данным наземных станций сети МСГ обработанные CODE, трехдневное решение;
- СОГ аналогичные данные, однодневное решение;
- JPL оценки тропосферы Лабораторией реактивного движения (JPL, Jet Propulsion Laboratory), однодневное решение.

Заголовки файлов содержат координаты станций в прямоугольной связанной с Землей СК.

В качестве метрики расстояния между станциями на поверхности Земли использовалась формула гаверсинусов, модифицированная для решения проблем с точками-антиподами (нахождение расстояния между двумя противоположными точками сферы):

$$\Delta \sigma = \arctan\left\{\frac{\left[\cos\phi_{2}\sin\Delta\lambda\right]^{2} + \left[\cos\phi_{1}\phi_{2} - \sin\phi_{1}\cos\phi_{2}\cos\Delta\lambda\right]^{2}}{\sin\phi_{1}\sin\phi_{2} + \cos\phi_{1}\cos\phi_{2}\cos\Delta\lambda}\right\}.$$
 (4.21)

Набор выражений, связанных с переводами из прямоугольной системы координат в полярную геоцентрическую систему координат и геодезическую СК и обратно, опустим в силу их тривиальности. Отметим лишь, что приведение к геодезической СК с целью определения соответствующей широты и высоты над эллипсоидом осуществлялось итеративно до сходимости этих параметров. В

качестве параметров эллипсоида использовались данные из ПЗ-90.11 [67]. Результаты поиска ближайших станций представлены в табл. 4.8.

Таблица 4.8

Станция	комплекса	«Квазар-	Ближайшая	станция	ИЗ	файла
КВО»			параметров тропо	сферы		
Светлое			METS			
Бадары			BADG			
Зеленчук	ская		ZECK			

Результаты поиска ближайших к радиотелескопам станций

Сравнение полученных результатов со списком станций сети МСГ позволило определить факт принадлежности станций комплекса «Квазар-КВО» сети МСГ. Соответствующие файлы оценки параметров тропосферы были найдены в хранилище CDDIS и использовались при вычислениях задержек тропосферы.

На рис. 4.4 приведены результаты расчета тропосферной задержки и данные, предоставленные НПК СПП.



Рис. 4.4. Рассчитанная разность ионосферных задержек и данные НПК СПП.
 Спутник R02, базы Зеленчукская – Светлое, Бадары – Зеленчукская
 Разность между значениями может объясняться использованием НПК
 СПП данных радиометра водяного пара, позволяющего более точно определить

«влажную» составляющую тропосферной задержки, либо поправкой в задержке с учётом расстояния между радиотелескопом РТ-32 и точкой измерения параметров тропосферы.

Учет ионосферной задержки. В классических методиках обработки ГНСС-сигналов ионосферная задержка компенсируется при использовании измерений на двух частотах. Однако подобная методика неприменима при обработке результатов сессий наблюдений РСДБ, так как измерения проводились на единственной частоте L1. Компенсация влияния ионосферы для псевдодальности при одночастотных измерениях осуществляется внесением поправки:

$$\Delta D_{\text{ион}} = m_{ion} \cdot \frac{I_e}{f^2},\tag{4.22}$$

где $m_{ion} = 0,40364$ – масштабный множитель, м³/с²; f – частота несущей навигационного сигнала, ГГц; I_e – интегральное значение электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала, 1 · 10¹⁶м⁻² (ТЕСU); ИКД СВОЭВП предлагает соответствующие алгоритмы расчета интегрального значения электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала [65], универсальные для наземного и орбитального потребителей и отдельный только для наземного потребителя. Универсальный алгоритм обладает более высокой точностью определения интегрального значения электронной концентрации, однако является более сложным. Алгоритм, предназначенный только для наземных потребителей, характеризуется простотой реализации и в то же время возникновением ошибок в определении значения на углах места менее 30°. В рассматриваемых экспериментах значение данного угла больше, поэтому при расчёте интегрального значения электронной концентрации был использован алгоритм для наземного потребителя. Чтобы получить требуемое значение электронной концентрации, предварительно требуется определить интегральное содержание электронов вдоль вертикального луча *TEC*_{vert} в точке нахождения приемника. Значение TECvert было получено на основе применения ионосферных карт (формат IONEX).

Интегральное содержание электронов TEC_{vert} как функции геоцентрической широты β , долготы λ и времени t, с применением ионосферных карт полного электронного содержания (ПЭС) $E_i = E(T_i), i = 1, 2, ..., n$ может быть рассчитано одним из следующих способов [12]:

1) с использованием ближайшей карты ПЭС $E_i = E(T_i)$ на эпоху T_i :

$$TEC_{vert}(\beta, \lambda, t) = E_i(\beta, \lambda),$$

где $t = T_i;$

2) интерполяцией между последовательными картами ПЭС $E_i = E(T_i)$ и $E_{i+1} = E(T_{i+1})$: $T_{i+1} = t$ $t = T_i$

$$TEC_{vert}(\beta,\lambda,t) = E_i(\beta,\lambda) \cdot \frac{T_{i+1}-t}{T_{i+1}-T_i} + E_{i+1}(\beta,\lambda) \cdot \frac{t-T_i}{T_{i+1}-T_i}$$

где $T_i \le t < T_{i+1};$

 интерполяцией между последовательными сдвинутыми картами ПЭС:

$$TEC_{vert}(\beta, \lambda, t) = E_i(\beta, \lambda_i') \cdot \frac{T_{i+1} - t}{T_{i+1} - T_i} + E_{i+1}(\beta, \lambda'_{i+1}) \cdot \frac{t - T_i}{T_{i+1} - T_i},$$

где $T_i \leq t \leq T_{i+1}$ и $\lambda'_i = \lambda + (t - T_i)$. Карты ПЭС повернуты на угол $t - T_i$ вокруг оси Z, чтобы в значительной степени компенсировать сильную корреляцию между ионосферой и положением Солнца.

Значения ПЭС в точке пространства с заданными геоцентрическими широтой β и долготой λ получаются с помощью билинейной интерполяции по четырем точкам:

$$E(\lambda_0 + p\Delta\lambda, \beta_0 + q\Delta\beta)$$

= $(1-p)(1-q)E_{0,0} + p(1-q)E_{1,0} + q(1-p)E_{0,1} + pqE_{1,1},$

где $0 \le p < 1$ и $0 \le q < 1; \Delta \lambda$ и $\Delta \beta$ — шаг сетки по долготе и широте.

Интегральное значения электронной концентрации вдоль наклонного луча рассчитывается по следующей формуле:

$$I_e = \frac{TEC_{vert}}{\sqrt{1 - \left(\frac{\sin(zet)}{1 + \frac{R_{ion}}{R_e}}\right)^2}},$$
(4.23)

где $zet = \operatorname{atan}(\frac{sdel}{cdel - \frac{R_e}{r_2}})$ – зенитный угол луча; $sdel = (1 - cdel^2)^{\frac{1}{2}}$, $cdel = \sin(\varphi_1) \cdot \sin(\varphi_2) + \cos(\varphi_1) \cdot \cos(\varphi_2) \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1)$; $r_2 = R_e + h2$, R_{ion} – высота ионосферного слоя, км; R_e – радиус Земли, км; φ_1 – широта приемника, рад; λ_1 – долгота приемника, рад; h_2 – высота передатчика, км; φ_2 – широта передатчика, рад; λ_2 – долгота передатчика, рад. Значение R_{ion} содержится в файле ионосферных карт формата IONEX.

Первые эксперименты с расчетом ионосферной задержки на основе карт ПМК СВОЭВП показали существенные отличия от результатов, предоставленных НПК СПП. В связи с этим автором были проведены дополнительные расчеты с целью сравнения решений, полученных на основе ионосферных карт, предоставляемых другими центрами анализа. Помимо данных ПМК СВОЭВП и результатов НПК СПП, для сравнения использовались ионосферные карты, содержащиеся в архиве CDDIS следующих центров: CAS (Chinese Academy of Sciences, Китайская академия наук), CODE, ESA (European Space Agency, Европейское космическое агентство), IGS, JPL, WHU (Wuhan University, Университет Уханя, Китай). В сравнении использовались файлы с окончательными (final) данными об ионосфере. При этом размерность значений ПЭС в файлах формата IONEX: 0.1 ТЕСИ, высота карты ПЭС в файлах ПМК СВОЭВП 350 км, в отличие от 450 км для остальных карт. Пример эволюции ионосферной задержки для одной наземной станции на основе карт различных центров анализа представлен на рис. 4.5.



Рис. 4.5. Расчетные значения ионосферной задержки на основе данных различных центров анализа для сессии измерений станций Зеленчукская по спутнику R02 на базе Зеленчукская – Светлое

На рис. 4.6—4.9 приведены сравнения разностей ионосферной задержки при использовании различных ионосферных карт.



Рис. 4.6. Сравнение разности ионосферной задержки при использовании различных ионосферных карт. Спутник R02, база Зеленчукская – Светлое



Рис. 4.7. Сравнение разности ионосферной задержки при использовании различных ионосферных карт. Спутник R02, база Бадары – Светлое



Рис. 4.8. Сравнение разности ионосферной задержки при использовании различных ионосферных карт. Спутник R07, база Зеленчукская – Светлое





Рис. 4.6 – 4.9 демонстрируют существенное различие между результатами, полученными на основе различных ионосферных карт. Тем не менее эволюции вычисленных задержек имеют схожую форму при различиях в абсолютных значениях. Эволюция ионосферной задержки, предоставленная НПК СПП, имеет отличающийся от всех остальных вычисленных решений вид и содержит Возможно, высокочастотную составляющую. ЭТО является следствием использования в расчетах других методик формирования ионосферных карт формата IONEX на основе глобальных ионосферных карт (ГИК, Global Ionosphere Maps, GIM). В дальнейших расчетах для каждой сессии измерений и базы использовались результаты расчета ионосферной задержки, минимизирующие невязку с измеренным значением групповой задержки.

Использование апостериорных данных для оценки выноса фазового центра антенны НКА в обсуждаемой задаче интерпретации РСДБзадержки. Как уже неоднократно упоминалось, из-за фактора выноса антенны НКА в конечном решении появляется ошибка, обусловленная расстоянием между центром масс НКА (информация о положении которых содержится в эфемеридах) и фазовым центром антенны, формирующим ГНСС-сигнал. Данный фактор был рассмотрен в разделе 4.2, и предложена методика его оценки. Задача представленной в данной главе информационной технологии также имеет одной из целей определение погрешностей, вызванных неопределенностью знания выноса ФЦ. Однако, прежде чем ее решать альтернативными средствами, необходимо отработать данную технологию с имеющимися точными данными, такими как апостериорные эфемериды НКА, координаты станций РСДБ и т.д. В противном случае совокупность погрешностей, вызванных различными неконтролируемыми факторами, будет неразделима.

С учетом сказанного далее будет описан способ вычисления значения упомянутого выноса ФЦ АС НКА ГЛОНАСС, основанный на данных, полученных от соответствующих служб – поставщиков. Для примера был выбран файл ANTEX, в котором содержатся данные о выносе ФЦ относительно центра масс НКА в связанной СК. Для использования его в дальнейших расчетах введем далее модель выноса антенны НКА в задаче геометрической интерпретации РДСБ-измерений. На рис. 4.10 приведена система координат, связанная с НКА, в которой определен вынос фазового центра антенны, введенная следующим образом: ось Z_{sf} направлена в центр Земли, ось Y_{sf} совпадает с осью вращения солнечных панелей КА $\bar{Y}_{sf}^{\circ} = (\bar{Z}_{sf} \times \bar{r}_{ss})^{\circ}$, где \bar{r}_{ss} – вектор от спутника к Солнцу, ось X_{sf} дополняет систему до правой.



Рис. 4.10. Связанная СК НКА, определенная в файле, содержащем данные о выносах ФЦ АС НКА различных ГНСС

Так как геометрическая интерпретация дальностей и невязок с фактическими измерениями проводится в связанной с Землей СК (ITRS), необходимо пересчитывать вектор выноса, представленный в файлах ANTEX. Данный перевод при традиционной его реализации весьма громоздок. Поэтому определим упрощенные соотношения для перевода из связанной с СК в ITRS при условии, что ось Y_{sf} совпадает с плоскостью орбиты спутника (рис. 4.11).



Рис. 4.11. Соответствие связанной и неинерциальной геоцентрической СК

При таком положении спутника (рис. 4.11) можно выразить орты связанной СК через известные векторы в ITRS следующим образом:

$$\begin{cases} \bar{Y}_{sf}^{\circ} = \bar{V}_{ITRS}^{\circ} ,\\ \bar{Z}_{sf}^{\circ} = -\bar{r}_{ITRS}^{\circ} ,\\ \bar{X}_{sf}^{\circ} = \bar{Y}_{sf}^{\circ} \times \bar{Z}_{sf}^{\circ} = \bar{V}_{ITRS}^{\circ} \times (-\bar{r}_{ITRS}^{\circ}). \end{cases}$$

Зная вектор выноса антенны в связанной СК \bar{L}_{sf} и соответствующие векторы в ITRS, определим векторы выноса антенны в связанной с Землей неинерциальной СК:

$$L_{ITRS} = \begin{pmatrix} L_{sf_{\chi}}(\bar{V}_{ITRS}^{\circ})_{\chi} + L_{sf_{y}}(-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})_{\chi} + L_{sf_{z}}[\bar{V}_{ITRS}^{\circ} \times (-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})]_{\chi}^{\circ} \\ L_{sf_{\chi}}(\bar{V}_{ITRS}^{\circ})_{y} + L_{sf_{y}}(-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})_{y} + L_{sf_{z}}[\bar{V}_{ITRS}^{\circ} \times (-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})]_{y}^{\circ} \\ L_{sf_{\chi}}(\bar{V}_{ITRS}^{\circ})_{z} + L_{sf_{y}}(-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})_{z} + L_{sf_{z}}[\bar{V}_{ITRS}^{\circ} \times (-\bar{r}_{ITRS}^{\circ})]_{z}^{\circ} \end{pmatrix}.$$

Перевод в неинерциальную геоцентрическую систему был осуществлен при условии, что ось Y_{sf} совпадает с плоскостью орбиты НКА. В общем случае НКА развернут относительно оси Z_{sf} таким образом, чтобы обеспечить расположение солнечных панелей перпендикулярно солнечным лучам поворотом панелей относительно оси Y_{sf} . В результате векторы Y_{sf} и V_{ITRS} не являются сонаправленными, то есть они отклонены друг относительно друга на угол α (рис. 4.12).



Рис. 4.12. Неопределенность при расчете вектора выноса ФЦ антенны КА В таком случае, для того чтобы воспользоваться вышеупомянутым переводом из связанной со НКА СК в ITRS, требуется повернуть вектор выноса ФЦ антенны L_{sf} на угол α вокруг оси Z_{sf}. Таким образом повернутый вектор будет соответствовать вектору выноса в связанной СК при расположении оси вращения солнечных панелей в плоскости орбиты НКА.

Нахождение угла α требует предварительного перевода известных векторов в инерциальную геоцентрическую небесную СК (GCRS), а также знания положения Солнца в этой системе координат. Приведём соотношения для вычисления искомого угла:

$$\overline{Y}_{sf} = \overline{Z}_{sf} \times \overline{r}_{ssun} = (-\overline{r}_{sat}) \times (\overline{r}_{sun} - \overline{r}_{sat}), \qquad (4.24)$$
$$\alpha = atan2 \left(\frac{\overline{V}_{sat} \cdot (\overline{Y}_{sf} \times (-\overline{r}_{sat}))}{\overline{V}_{sat} \cdot \overline{Y}_{sf}} \right).$$

Повернём вектор на найденный угол, подставив его в матрицу поворота вокруг оси *оZ*:

$$R_z(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$
$$\bar{L}_{sf_{rot}} = R_z(-\alpha) \cdot \bar{L}_{sf} .$$

Однако, как видно на рис. 4.12, для одного найденного угла *α* существует второе возможное положение КА:

$$\bar{L}_{sf_{rot}} = R_z(\pi - \alpha) \cdot \bar{L}_{sf}.$$

Так как данные о разворотах НКА ГЛОНАСС не публикуются вместе с файлами эфемерид, при расчетах были использованы оба варианта положения СБ и выноса ФЦ, рассчитанные на основе апостериорных данных ANTEX.

Полученное описанным образом значение выноса ФЦ в связанной с Землей СК на каждый момент времени, соответствующий обрабатываемому измерению псевдодальности, использовалось в расчетах наряду с описанными выше параметрами процедур.

Итоговая функциональная схема, отражающая описанные в данном разделе операции и используемые данные, приведена на рис. 4.13.



Рис. 4.13. Функциональная схема процедур в составе альтернативной информационной технологии совершенствования характеристик ГЛОНАСС

На схеме выделены цветом и пунктирной границей блоки, включающие необходимые для отработки и верификации предлагаемой в данном разделе технологии исходные данные. При корректности используемых моделей и алгоритмов, их достаточной полноте, а также возможности привлечь высокоточные данные, которыми располагают различные службы, в конечном итоге после отработки приведенной схемы должен получаться результат, стремящийся к нулю. При таком варианте, как показано пунктирными стрелками, идущими от блока с результатом, возможно инвертирование алгоритмов и процедур в целях решения обратной задачи: с помощью корректной технологии и альтернативных аппаратных средств полученные остаточные значения невязок можно использовать для пересчета в погрешности того или иного случайного фактора, представляющего интерес в задаче повышения точности навигационного решения ГЛОНАСС в оперативном и автономном режимах.

Результаты обработки измерений формирования И невязок фактических и расчетных измерений разностей РДСБ-задержек ПО НКА ГЛОНАСС использованием разработанного сигналам c ПО. Представленные выше модели и алгоритмы были реализованы в составе ПО. Полученные с его использованием невязки фактических и расчетных измерений показали, что разность РСДБ-задержки и первых разностей ГНСС-измерений, полученная в рамках проведенных сессий, содержит линейный тренд, что явно говорит о несоответствии шкал времени ГНСС и РСДБ и неучтенности разности хода часов различных станций РСДБ.



Рис. 4.14. Окончательные невязки расчетных и измеряемых задержек без учета (слева) и с учетом ошибки часов для различных эпох и разных баз РСДБ

Как показывает анализ на рис. 4.14, без учета линейного тренда невязки содержат остаточную квадратичную составляющую. В интересах организации

итеративного процесса уточнения математической интерпретации РСДБзадержки были получены оценки так называемых первых разностей ГНССизмерений (SD, Single difference) [62]. Анализ результатов обработки показал, что в данном случае не наблюдается упомянутого выше квадратичного тренда, полученного в условиях работы с РСДБ-задержками.

В табл. 4.9 приведены СКО невязок для двух сессий измерений на базах комплекса КВАЗАР-КВО. СКО невязок не превышает 2 м, по максимальной невязке – не более 5 м. Однако в процессе работы были получены и более оптимистичные результаты с СКО менее метра, что зависит от условий проведения измерений в целом и от величины и характера ионосферной задержки в частности, что натолкнуло на мысль о ее не полностью корректной интерпретации.

Таблица 4.9

Время начала	Спутник	База РСДБ	СКО невязки,	Максимальная
измерений			М	невязка, м
7 мая, 21:49	R02	Зеленчукская	0,889	1,65
		– Светлое		
7 мая, 21:49	R02	Бадары –	0,56	1,55
		Светлое		
7 мая, 21:49	R02	Бадары –	0,375	0,938
		Зеленчукская		
8 мая, 17:10	R07	Зеленчукская	1,73	4,275
		– Светлое		
8 мая, 17:10	R07	Бадары –	1,83	4,648
		Светлое		
8 мая, 17:10	R07	Бадары –	0,1	0,214
		Зеленчукская		

СКО невязок для двух обработанных сессий

Наличие остаточного квадратичного тренда может свидетельствовать:

- о неадекватности расчетного аналога РСДБ-задержки;

- о некорректной корреляционной обработке;

 о неправильном знаке при учете ионосферы в рамках интерпретации фазовой задержки.

Специалистами НПК СПП совместно с ИПА РАН были проведены дополнительные исследования, в результате которых было показано, что наличие квадратичного тренда вызвано несовершенством используемых ионосферных карт [63]. Автором были использованы модели ионосферных карт, устраняющие данную проблему. Соответствующие результаты приведены на рис. 4.15.



Рис. 4.15. Невязки расчетных и измеряемых задержек без учета (слева) после ликвидации остаточного квадратичного тренда

Как показано на рис. 4.15, конечные невязки имеют порядок единиц сантиметров. Таким образом, в результате реализации предлагаемых процедур и синхронизации часов на основе комплексных измерений между парами НКА и парами станций возможно провести сличение СК РСДБ и ГЛОНАСС, использовать соответствующие измерения в процедурах обработки с целью повышения точности эфемерид ГЛОНАСС, оценки выносов ФЦ антенн и задержек сигналов в бортовых трактах НКА ГЛОНАСС.
Потенциальная точность при этом составит единицы сантиметров (СКО), что является достаточным для реализации представленных в главах 1–3 технологий.

4.3.2. Использование КОС

Аналогичный с РСДБ в части идеологии подход может быть применен и при обработке измерений, формируемых с использованием квантовооптических систем, тем более в разделе 4.1 описана их значимость для реализации предлагаемой автором информационной технологии. Как уже было сказано, существенное преимущество оптических систем состоит в отсутствии задержек при распространении сигналов в атмосфере и низких уровнях систематических и случайных ошибок измерений. Отметим, что при интеграции КОС и ГНСС также возникает системная проблема совмещения различных систем координат (привязанных, соответственно, к станциям). Математически совмещение СК «А» и «Б» друг с другом требует оценки всех параметров преобразования Гельмерта: смещения одной системы координат (три компоненты ΔX , ΔY , ΔZ линейного преобразования СК), ориентации одной системы координат относительно другой (три компоненты ϖ_X , ϖ_Y , ϖ_Z изменения ориентации СК) и масштабного коэффициента *m* [68]:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\mathcal{B}} = (1+m) \begin{pmatrix} 1 & +\omega_{Z} & -\omega_{Y} \\ -\omega_{Z} & 1 & +\omega_{X} \\ +\omega_{Y} & -\omega_{X} & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\mathcal{A}} + \begin{pmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{pmatrix}.$$
(4.25)

Для оценки параметров преобразования (4.25) с целью последующего их применения на борту могут использоваться запросные измерения «НКА – наземная станция» и измерения КОС, модель которых включает поправку на незначительную задержку сигнала в тропосфере, поправку на задержку в наземной аппаратуре КОС, релятивистскую поправку, поправку на вынос оптических ретро-рефлекторных антенных систем (OPAC) (параметры выноса отражающих панелей КОС НКА относительно центра масс НКА) и задержку сигнала при переотражении внутри уголкового отражателя. Обрабатывать измерения «НКА – наземная станция» и измерения КОС можно с использованием «классического» метода наименьших квадратов (МНК) без учета априорной информации для регуляризации решения:

$$\mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}\mathbf{A}\,\Delta\vec{q} = \mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}\,\Delta h \,, \tag{4.26}$$

где **A** – матрица частных производных (ЧП) от измеренной запросной псевдодальности по уточняемым параметрам; **P** – весовая матрица; $\Delta \vec{q}$ – вектор уточняемых параметров Гельмерта и выносов OPAC относительно центра масс КА; $\Delta \vec{h}$ – вектор невязок измерений.

При совместной обработке измерений КОС с использованием апостериорных эфемерид ГНСС в интересах совмещения систем координат требуется вычисление матрицы наблюдаемости, состоящей из частных производных координат СК ГНСС по компонентам преобразования матрицы Гельмерта:

$$\frac{\partial X_B}{\partial m} = X_A + \omega_z Y_A - \omega_y Z_A, \\ \frac{\partial X_B}{\partial \omega_x} = 0, \\ \frac{\partial X_B}{\partial \omega_y} = -(1-m)Z_A, \\ \frac{\partial X_B}{\partial \omega_z} = (1-m)Y_A, \\ \frac{\partial X_B}{\partial \Delta X} = 1, \\ \frac{\partial X_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial m} = -\omega_z X_A + Y_A - \omega_x Z_A, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial \omega_x} = (1-m)Z_A, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial \omega_y} = 0, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Y_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \omega_x} = -(1-m)Y_A, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \omega_y} = (1-m)X_A, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \omega_z} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \Delta Y} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial \Delta X} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial X} = 0, \\ \frac{\partial Z_B}{\partial$$

Измерения КОС содержат широкий спектр случайных ошибок, большинство из которых поддается оценке существующими методиками и средствами. При этом наиболее важным неопределенным фактором в эксперименте по совместной обработке измерений КОС с апостериорным орбитами ГНСС являются параметры выноса отражающих панелей КОС НКА (OPAC) относительно центра масс НКА. В связи со сказанным, помимо представленных выше в соотношении (4.26) параметров преобразования, в оцениваемый вектор состояния входят параметры выноса Хсв, Үсв, Zсв в связанной с НКА СК для каждого объекта системы «НКА – станция КОС».

В связи с тем, что НКА системы ГЛОНАСС ориентированы на Солнце (теневые участки, где ориентация НКА ГЛОНАСС существенно отличается от номинальной, в обработку не брались), величина поправки к дальности КОС за счет выноса ОРАС относительно центра масс рассчитывается по формуле, получаемой из условия ориентации ОРАС на Землю и ориентации НКА на Солнце:

$$\Delta D_{OPAC} = \frac{1}{\left|\vec{r}_{AC}\right|} \left(x_m / \left|\vec{r}_{KA}\right| - d_m / \left|\vec{D}\right| - c_m / \left|\vec{C}\right| \right) \cdot \vec{r}_{AC}, \qquad (4.28)$$

где \vec{r}_{AC} – вектор центра ОРАС в связанной системе координат КА; \vec{r}_{KA} – геоцентрический радиус КА; $\vec{C} = \vec{r}_{KA} \times \vec{r}_{\otimes}$, \vec{r}_{\otimes} – геоцентрический радиус Солнца; $\vec{D} = \vec{C} \times \vec{r}_{KA}$; $x_m = \vec{r}_{KA} \cdot \vec{r}_{AC}$; $d_m = \vec{D} \cdot \vec{r}_{AC}$; $c_m = \vec{C} \cdot \vec{r}_{AC}$. Соотношения для расчета частных производных приведены ниже:

$$\frac{\partial \vec{r}_{CRF}}{\vec{r}_{C_{\theta}}} = \begin{pmatrix} \frac{x}{r} & \frac{y}{r} & \frac{z}{r} \\ \frac{d_{x}}{r} & \frac{d_{y}}{d} & \frac{d_{z}}{d} \\ \frac{d_{x}}{c} & \frac{d_{y}}{c} & \frac{d_{z}}{c} \\ \frac{c_{x}}{c} & \frac{c_{y}}{c} & \frac{c_{z}}{c} \end{pmatrix},$$
(4.29)

где *x*, *y*, *z* – соответственно компоненты; m r – значение (модуль) радиус-вектора m r KA в CRF (Celestial reference system / GCRS); c_x, c_y, c_z – соответственно компоненты; C – значение (модуль) вектора $m C =
m r_{KA} \times
m r_{\otimes}$, перпендикулярного плоскости, образуемой радиус-вектором KA (m r) и вектором направления на Солнце ($m r_{\otimes}$) в CRF; d_x, d_y, d_z – соответственно компоненты; d – значение (модуль) вектора $m D =
m C \times
m r_{KA}$, перпендикулярного плоскости, образуемой радиус-вектором KA (m r) и вектором направления на Солнце ($m r_{\otimes}$) в CRF; d_x, d_y, d_z – соответственно компоненты; d – значение (модуль) вектора $m D =
m C \times
m r_{KA}$, перпендикулярного плоскости, образуемой вектором направления (m C) и радиус-вектором KA (m r) и в CRF.

Для оценки выносов OPAC и параметров трансформации использовались следующие исходные данные:

- апостериорные эфемериды НКА совместно с ПВЗ различных российских и международных центров анализа, сокращенно именуемых как pmk, cod, iac, esa, gfz;
- номинальные значения выносов OPAC относительно центра масс КА ГЛОНАСС, опубликованных в ILRS (International Laser Ranging Service);
- финальные ПВЗ IERS;
- координаты, компоненты скорости и поправки к положению КОС сети ILRS из состава официальных данных ITRF-2008.

Модель динамических вариаций координат КОС при этом в соответствии с рекомендациями IERS включала:

- прилив в твердом теле без учёта постоянной части,
- океанический прилив,
- полярный прилив,
- атмосферную нагрузку.

Для оценки параметров выноса ОРАС и параметров преобразования Гельмерта была проведена серия экспериментов по получению и совместной обработке методом наименьших квадратов измерений КОС и ГНСС (без измерений ГНСС было бы невозможно построить высокоточные орбиты ГЛОНАСС, для которых сформированных измерений КОС при условии необходимости одновременного уточнения выносов и параметров матрицы Гельмерта было недостаточно в силу недостаточного покрытия измерениями КОС дуг траекторий НКА ГЛОНАСС).

Анализ результатов показал, что при использовании апостериорных эфемерид следующих центров анализа (Analytical Center, AC):

 АС СВОЭВП (Система высокоточного определения эфемеридновременных поправок, pmk, ныне – СВОЭВИ) – наблюдаются поправки к опубликованному выносу от -12,6 до -6,5 см (размах 6,0 см) со средним значением -9,5 см;

- AC CODE (Center for Orbit Determination in Europe, cod) наблюдаются поправки к опубликованному выносу от -7,5 до -2,5 см (с минимальным размахом 5,0 см) со средним значением -5,9 см;
- АС ИАЦ КВНО ЦНИИмаш (iac) наблюдаются к опубликованному выносу от -10,0 до -2,2 см (с максимальным размахом 7,9 см) со средним значением -7,0 см;
- АС Европейского космического агентства (esa) наблюдаются промежуточные значения поправок к формулярным значениям от -10,6 до -4,3 см (размах 6,2 см) со средним значением -7,9 см.

Для выяснения причин наблюдаемых отличий между эфемеридами различных центров был проведено оценивание параметров трансформирования Гельмерта (1) для СК, передаваемой эфемеридами СВОЭВП и эфемеридами других центров анализа. Результаты расчёта параметров преобразования Гельмерта между эфемеридами СВОЭВП (pmk) и эфемеридами центров анализа CODE (cod), ИАЦ КВНО ЦНИИмаш (iac), European SpaceOperations Centre (ESOC, esa), здесь добавлены центр анализа GFZ German Research Centre for Geosciences (gfz), который также публикует данные по ГЛОНАСС, показал, что СК, передаваемые эфемеридами различных центров анализа, практически не имеют смещения начала отсчета и не развернуты друг относительно друга, однако масштабные коэффициенты существенно различаются. Масштабный коэффициент для эфемерид определяется орбитой НКА, точнее значением ее большой полуоси, и не зависит от смещения начала отсчета. Большая полуось орбит НКА ГЛОНАСС имеет среднее значение 25 510 км. При умножении масштабного коэффициента на значение большой полуоси получены для AC cod - 2,6 см, AC iac - 1,4 см, AC esa - 1,6 см, AC gfz - 2,1 см.

Результаты расчета параметров преобразования Гельмерта для СК, зафиксированных координатами КОС и передаваемых апостериорными эфемеридами центров анализа, показали, что между СК наблюдается смещение на величину от -1,9 до -1,6 см по оси Z, которое может быть удовлетворительно объяснено большей концентрацией КОС в Северном полушарии (смещение по

Z). Также присутствует разворот СК относительно оси X на величину -0,3 mas (угловых миллисекунд), интерпретация которого может быть связана с относительным разворотом СК, формируемым техниками ГНСС и КОС. Также присутствует масштабный коэффициент, зависящий от используемых ГНСС-орбит различных центров анализа и равный: AC pmk – 2,4 ppb (6,1 cm), AC cod – 0,9 ppb (2,3 cm), AC iac – 2,3 ppb (5,9 cm), AC esa – 2,1 ppb (5,4 cm), где ppb – parts per billion, отражающий смещение в метрах между СК для вектора длиной 10^9 м.

Сравнение масштабных коэффициентов между собой, а также сравнение отличий выносов OPAC, полученных с использованием ГНСС-орбит различных центров анализа, показывает, что наблюдаемые отличия в уточненных значениях выносов вполне объясняются различиями моделей, используемых при определении орбит ГНСС различными центрами анализа. Для выяснения причин систематической погрешности в выносах уголковых отражателей, при проведении расчётов поправки на вынос была реализована более точная формула отражения

$$\vec{R}_{f} = \vec{R}_{c} - h\sqrt{n^{2} - \sin\theta_{x}} \begin{pmatrix} \cos\theta_{x} \\ \cos\theta_{y} \\ \cos\theta_{z} \end{pmatrix}, \qquad (4.30)$$

где \vec{R}_c – вектор на точку, указанную в формуляре из центра масс КА; \vec{R}_f – вектор на фазовый центр, угол падения θ_x света на плоскость ретрорефлекторной системы (PC).

По сути, это угол между падающим лучом и осью *x*, направленной вдоль линии на центр Земли. Угол падения может быть вычислен при известном зенитном угле ζ как $\sin\theta_x = \frac{R_3 \sin\zeta}{R_3 + H}$, где H – высота орбиты; R_3 – радиус Земли. Азимут лазерного луча в системе координат КА на момент измерения псевдодальности определяется углом θ_y между лучом и осью координат *y*, лежащей в плоскости РС и направленной на Солнце. Зная координаты КА и положение Солнца, можно рассчитать направляющие косинусы лазерного луча в системе координат РС, т.е. углы θ_{x_y} , θ_y , θ_z . В НКА «Глонасс-М» и «Глонасс-К» используются уголковые отражатели (УО) одинакового размера. Основными параметрами в данном случае являются *h* – высота УО, 19,1 мм; *n* – групповой показатель преломления, 1,485. С учетом этой редукции измерения были обработаны заново.

Анализ поправок к формулярным выносам по оси *Ox* связанной СК показывал, что при использовании внесенной редукции:

- АС СВОЭВП (pmk) наблюдаются максимальные поправки к формулярным значениям от -5,0 до -0,3 см (размах 4,6 см) со средним значением -2,9 см;
- AC CODE (cod) наблюдаются минимальные поправки к формулярным значениям от -1,0 до +2,1 см (с минимальным размахом 3,1 см) со средним значением +0,8 см;
- АС ИАЦ КВНО ЦНИИмаш (iac) наблюдаются промежуточные значения поправок к формулярным значениям от -2,4 до +4,3 см (с максимальным размахом 6,7 см, который уменьшился на 18%) с минимальным средним значением отклонения -0,4 см;
- АС Европейского агентства (esa) наблюдаются промежуточные значения поправок к формулярным значениям от -4,1 до +0,4 см (размах 4,5 см) со средним значением -1,3 см.

Таким образом, качественного улучшения оценок не произошло – произошло лишь смещение на величину порядка 4,3 см со знаком минус, так что анализировали орбиты тех центров, которые большими данные с отклонений, определенные положительными значениями ПО данным радиотехнических измерений, оказались более согласованными с результатами лазерных наблюдений. Расчет параметров преобразования Гельмерта для СК, зафиксированных координатами КОС и передаваемых апостериорными эфемеридами центров анализа, показал, что в результате внесения редукционной поправки значения линейных смещений и разворотов системы координат КОС относительно апостериорных эфемерид всех центров анализа не изменились.

Более того, масштабный коэффициент для всех центров анализа даже несколько увеличился, а именно:

- AC pmk 2.4 ppb (1.5 см),
- − AC cod − 0.9 ppb (0.7 см),
- − AC iac 2.3 ppb (1.5 см),
- AC esa 2.1 ppb (1.2 см),

что свидетельствует об ухудшении точности согласования апостериорных орбит с лазерными измерениями.

Отличия средних формулярных значений выноса ОРАС от значений, приведенных в документации по КА серии ГЛОНАСС-М, в связанной СК (ΔХсв) хорошо коррелируют с уточненными значениями, которые, скорее всего, обусловлены выработкой топлива в результате коррекции орбиты после выведения и постановки НКА в системную точку. Тем не менее, какая бы ни была причина их различий, представленная процедура позволяет уточнить выносы ФЦ со средним смещением последнего относительно априорного значения до 7 см и получить подобные оценки с СКО менее 1 см, что свидетельствует о возможности эффективной практической реализации данной технологии.

4.4. Заключение к главе 4

B данной главе представлены так называемые аддитивные информационные технологии, включая методики, процедуры, алгоритмы, предназначенные для устранения ряда систематических погрешностей, препятствующих реализации описанных в главах 1-3 информационных технологий. Все обсуждаемые в данной главе погрешности являются случайными величинами (иногда процессами), характер которых можно назвать систематическим и не подчиняющимся нормальному распределению. При этом почти всегда наблюдается смещенность оценок этих погрешностей. Это означает, что численные методы обработки измерений, применяемые в соответствии с изложенными в главах 1-3 сценариями, не позволят достичь той точности, которая была заявлена, т.к. в процессе проведения экспериментов в

большинстве случаев рассматривались ошибки случайного гауссовского характера (в том числе ошибки измерений), при этом предполагалось, что вопрос о разбираемых в данной главе «систематиках» закрыт.

Таким образом, разработанные в данной главе подходы, модели и алгоритмы, предназначенные для определения неизвестных значений выносов фазовых центров антенных систем НКА ГЛОНАСС (данная проблема особенно актуальна при развертывании орбитальных дополнений), погрешностей, вызванных задержками обработки сигнала в приемо-передающих трактах НКА (актуальность данной проблемы обусловлена существенным разнообразием каналов, транслирующих различные сигналы ГЛОНАСС), уменьшают ошибки расчетных аналогов псевдодальностей при проведении измерений с метрового порядка до сантиметрового, что является достаточным для достижения результатов, представленных в главе 3. Без их применения уровень ошибок итоговых измерений приведет к расходимости алгоритмов уточнения ПВЗ и эфемерид.

Предложенные в главе подходы, алгоритмы и информационные технологии основаны на использовании существующей инфраструктуры ГЛОНАСС И альтернативных отечественных И зарубежных систем, позволяющих получить оценки упомянутых выше параметров априори, то есть разово В специальном технологическом цикле. Для этого необходимо однократное привлечение НКУ и наличие пакета высокоточных эфемерид и частотно-временных поправок.

Рассмотрено привлечение систем РСДБ и КОС и решение сопутствующих проблем оценки расхождения временных шкал станций РСДБ и ГНСС и корректного формирования измерений в первом случае и выносов ОРАС во втором случае, а также уточнения матрицы преобразования Гельмерта между СК. различными По результатам проведения процедур уточнения систематических погрешностей формируется вектор апостериорных параметров НКА, который для каждого ИЗ становится априорным вектором вспомогательных параметров для реализации новых технологических циклов

297

(главы 1–3) оперативного режима функционирования ГЛОНАСС, в том числе без загрузки данных с Земли.

Предложенные методики и алгоритмы были отработаны с использованием программного макета и реальных измерений БА, КОС и РСДБ. Полученные результаты продемонстрировали возможность формирования оценок систематических погрешностей в канале радиотехнических измерений с ошибкой менее 5 см с доверительной вероятностью 0,95, оценки выносов с погрешностью не более 8 см, оценки выносов ОРАС с ошибкой менее 3 см и уточнением параметров преобразования Гельмерта, используемых для переводов между системами координат в рамках предлагаемой технологии.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрена комплексная научно-техническая проблема совершенствования потребительских характеристик ГЛОНАСС, связанная с необходимостью обеспечения кратного улучшения показателя SISRE до уровня конкурентных спутниковых навигационных систем. Рассмотрены текущие обстоятельства, в связи с которыми данный уровень еще не обеспечивается штатными технологическими циклами, аппаратными средствами и алгоритмами, применяемыми при эксплуатации ГЛОНАСС. Автором предложен вариант решения рассматриваемой проблемы с прицелом на длительную перспективу, основанный на использовании современных и перспективных бортовых и наземных радиотехнических и оптико-электронных аппаратных средств, с применением разработанных автором методик и алгоритмов. Их основное назначение: обеспечить снижение показателя эквивалентной погрешности псевдодальности (SISRE) ГЛОНАСС с текущего уровня 1.4 м почти в три раза до значений 0,4-0,5 м и его последующее удержание в течение длительного периода времени ресурсами орбитальной группировки и некоторых наземных станций, функционирующих независимо путем реализации варианта технологического цикла нового облика. При этом совокупность предлагаемых методик и алгоритмов включает:

– методики и алгоритмы высокоточного прогнозирования движения центра масс НКА ГЛОНАСС, предназначенные для реализации на борту с учетом наличия неопределенных факторов и проявляющихся в канале движения особенностей каждого из действующих аппаратов, демонстрирующие погрешность прогноза на сутки не более 1 м в части итоговой ЭППД (0.95);

– методики и алгоритмы уточнения эфемерид НКА ГЛОНАСС в инерциальной СК на основе обработки межспутниковых измерений и обмена по межспутниковой линией данными, обеспечивающие погрешность определения эфемерид, соответствующую ЭППД 0.2 м (по уровню 0.95); методики и алгоритмы одновременной синхронизации шкал времени
 НКА ГЛОНАСС и наземных терминалов, сопряженных со шкалой времени
 системы, на основе применения современных оптических аппаратных средств;

– методики и алгоритмы совместного с эфемеридами определения на борту эволюции параметров вращения Земли на основе обработки измерений псевдодальностей до автономных наземных станций, позволяющие определить ПВЗ с погрешностью в единицы mas в режиме реального времени на борту НКА;

– аддитивные технологии и предназначенные для их применения в ГЛОНАСС соответствующие алгоритмы, обеспечивающие устранение широкого спектра неопределенных систематических погрешностей, связанные с применением в интересах реализации перечисленных выше алгоритмов бортовых и наземных аппаратных средств. Рассмотренные погрешности включают выносы фазовых центров антенных систем, задержки в приемнопередающих трактах, а также погрешности синхронизации различных аппаратных средств относительно БСУ.

Разработанные в работе методики и алгоритмы рассмотрены и опробованы для примеров функционирования всех НКА средневысотного и НКА предполагаемого к развертыванию перспективного дополнительного сегмента ГЛОНАСС.

Разработан программный макет, включающий прототипы бортовых алгоритмов, предназначенных для переноса на борт НКА с целью реализации всех предлагаемых методик и алгоритмов, одновременно с этим предлагая широкий набор инструментов для проведения исследований с его помощью (вариабельность настроек методик и алгоритмов, состава и количества исходных данных, сценариев исследования), которые позволяют оценить эффективность вклада в конечный результат или уровень негативного влияния того или иного параметра рассматриваемых аппаратных средств или методик и алгоритмов.

Верификация полученных с использованием программного макета результатов моделирования процессов функционирования ОГ ГЛОНАСС проведена на основе сравнения расчетов с апостериорными данными,

300

содержащими эфемериды НКА ГЛОНАСС (СВОЭВИ), эфемериды QZSZ (для ВКК), ПВЗ (С04), ионосферные (все доступные модели) и тропосферные карты, РСДБ измерения (НПК СПП-ИПА РАН), выносы фазовых центров антенн (ANTEX); кроме того, учтены полученные на практике особенности сеансов проведения измерений БА и МЛНСС с точки зрения систематических и случайных погрешностей измерений в данных каналах (НПК СПП).

Развиваемый автором подход раскрывает сценарий дальнейшего развития ГЛОНАСС, способный обеспечить национальной системе лидирующую позицию с точки зрения точности, а также с точки зрения возможных перспектив развития космического сегмента ГЛОНАСС как независимо функционирующего узла информационных спутниковых систем России.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

АРН	_	аппаратура радионавигации
AC	_	аппаратные средства
АСК	_	абсолютная система координат
АСН	_	аппаратура спутниковой навигации
АЦП	_	аналого-цифровой преобразователь
БА	_	бортовая аппаратура
ББКОС	_	беззапросная бортовая квантово-оптическая система
БИНС	_	бортовой излучатель навигационного сигнала
БСУ	_	бортовое синхронизирующее устройство
БЦВМ	-	бортовая цифровая вычислительная машина
БШВ	-	бортовая шкала времени
ВКК	_	высокоорбитальный космический комплекс
ГПЗ	_	геопотенциал Земли
ГНСС	_	глобальные навигационные спутниковые системы
ГСК	_	гринвичская система координат
ГСО	_	геостационарная орбита
ДВУ	_	долгота восходящего узла
ДУ	_	двигательная установка
ЗССК	_	Земная связанная система координат
ИСЗ	_	искусственный спутник Земли
ИСК	_	инерциальная система координат
КА	_	космический аппарат
КДУ	-	корректирующая двигательная установка
КОС	_	квантово-оптическая система
МЛНСС	_	межспутниковая лазерная навигационно-связная
		система
МНК	-	метод наименьших квадратов

МРЛ	_	межспутниковая радиолиния
MCB3	—	Международная служба вращения Земли
МСИ	—	межспутниковые измерения
НИП	_	наземный измерительный пункт
НКА	—	навигационный космический аппарат
НКУ	_	наземный комплекс управления
ΟΓ	—	орбитальная группировка
ОДУ	_	обыкновенные дифференциальные уравнения
OPAC	_	оптико-рефлекторная антенная система
ОСК	_	орбитальная система координат
ПВЗ	_	параметры вращения Земли
ПМ	_	программный макет
РВП	_	радиометр водяного пара
РСДБ	_	радиоинтерферометр со сверхдлинной базой
СБ	—	солнечная батарея
СВОЭВИ	—	система высокоточного определения эфемеридно-
		временной информации
СВОЭВП	—	система высокоточного определения эфемеридно-
		временных поправок
CBC	—	средневысотный сегмент
СДКМ	—	система дифференциальной коррекции и мониторинга
СК	—	система координат
СКО	—	среднеквадратичное отклонение
ССК	_	связанная система координат
ФК		фильтр Калмана
ФЦ	_	фазовый центр
ФЦАС	_	фазовые центры антенных систем
ФЦП	_	федеральная целевая программа
ЧВП	_	частотно-временные поправки

ЧП	_	частные производные
ШВ	_	шкала времени
ЭВИ	_	эфемеридно-временная информация
ЭВМ	_	электронная вычислительная машина
ЭППД	_	эквивалентная погрешность псевдодальности
BDCS	_	BeiDou coordinate system
GCRS	_	Geocentric celestial reference system
GPS	_	Global position system
ITRF	_	International terrestrial reference frame
IERS	_	International Earth rotation service
JD	_	Juliane Date
JPL	-	Jet propulsion laboratory
PPP	-	Point precision position
RINEX	_	Receiver Independent Exchange Format
SISRE	-	Signal-in-space range error
UT1	_	Universal Time 1
UTC	-	Universal Coordinated Time
WGS84	-	World Geodetic system

ЛИТЕРАТУРА

- Постановление Правительства Российской Федерации от 22 декабря 2020 года № 2216 [Электронный ресурс] / ГАРАНТ (справочно-правовая система). – Режим доступа: https://base.garant.ru/400126662/, свободный (дата обращения 02.01.2025).
- Указ Президента РФ от 17 мая 2007 г. № 638 [Электронный ресурс] / ГАРАНТ (справочно-правовая система). – Режим доступа: https://base.garant.ru/191173/, свободный (дата обращения 02.01.2025).
- GEOINT Doctrine [Электронный ресурс] / INSIDE DEFENSE. Режим доступа: https://insidedefense.com/insider/geoint-doctrine, свободный (дата обращения 01.03.2025).
- Understanding China's BeiDou-Only Mandate: Strategic and Global Implications [Электронный ресурс] / GISResources. – Режим доступа: https://gisresources.com/understanding-chinas-beidou-only-mandate-strategic-andglobal-implications, свободный (дата обращения 01.03.2025).
- Iduma, R.E.O. Conception and Evolution of the China's Beidou (BDS) Navigation Satellite System: Its Implications for Space Users [Teκct] / R.E.O. Iduma, T.K.S. Abam, O.S. Chukwunonso, J. Ibiam // International Journal of Engineering Research and Applications. – 2021. – V.11. N 1. – P.26-39.
- Кружков, Д.М. Отечественная глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС: особенности создания, развития и использования: учебное пособие [Текст] / Д.М. Кружков, В.В. Пасынков – М.: Издательство МАИ, 2022. - 112 с. ISBN: 978-5-4316-0884-1.
- 7. Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России»: [федер. Закон 466-ФЗ: принят Гос. Думой 5 дек. 2022 г.]. Режим доступа: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_433298/dccedca5fa25a502b 2b3a5e0f95d91625b2266a5/, свободный (дата обращения 01.01.2025).
- 8. Пасынков, В.В. Проблемные вопросы фундаментального КВНО в интересах ГЛОНАСС в современных условиях и предложения по их парированию

[Текст] / В.В. Пасынков, А.В. Ипатов // Десятая Всероссийская конференция с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатновременное и навигационное обеспечение», Санкт-Петербург, 17-21 апреля 2023 года. – СПб.: Институт прикладной астрономии РАН, 2023. – С. 210.

- 9. Карутин, С.Н. Научно-технические проблемы развития ГЛОНАСС в современных условиях [Текст] / С.Н. Карутин // Десятая Всероссийская конференция с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение», Санкт-Петербург, 17-21 апреля 2023 года. СПб.: Институт прикладной астрономии РАН, 2023. С. 210.
- 10.Богданов, П.П. и др. Основные направления повышения точности частотновременного обеспечения ГНСС ГЛОНАСС [Текст] / П.П. Богданов, В.Е. Дружин, О.Е. Нечаева, А.Е. Тюляков, А.Ю. Феоктистов, К.Г. Шупен // Вестник СибГАУ. – 2013. – №6(52). – С.38-41. – ISSN 2712-8970.
- 11.Глотов, В.Д. О путях повышения точностных характеристик системы ГЛОНАСС [Текст] / А.А. Аржанников; В.Д. Глотов, А.Л. Кожинов, В.В. Митрикас; С.А. Панов, И.О. Скакун, В.В. Янишевский // Космонавтика и ракетостроение. – 2022. – №2 (125). – С.25-37. – ISSN 1994-3210.
- 12.Signal-In_Space Range Error [Электронный ресурс] / Информационноаналитический центр, 2025. – Режим доступа: https://glonassiac.ru/skph/fh_products/sisre/, свободный (дата обращения: 01.01.2025).
- 13.Стратегическое развитие государственной корпорации «Роскосмос» на период до 2025 года, и перспективу до 2030 года [Электронный ресурс] / Государственная корпорация «Роскосмос», 2017. – Режим доступа: https://www.roscosmos.ru/media/files/docs/2017/dokladstrategia.pdf, свободный (дата обращения 01.01.2025)
- 14.Space Mega Trends. Key Trends and Implications to 2030 and Beyond [Электронный pecypc] / FROST.COM: Frost & Sullivan, 2014. – Режим доступа: https://www.frost.com/reg/file-get.do?id=4483847&file=1, свободный (дата обращения 01.11.2018).

- 15.Kruzhkov, D.M. Methods, Tools, and Information Technologies for Improving GLONASS Characteristics [Tekct] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, E.A. Martynov // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2024. V. 63. N 3. P. 510–520.
- 16.Kruzhkov, D.M. The Earth orientation parameters inaccuracy and spacecraft motion prediction errors. 1. LAGEOS-1 [Текст] / D.A. Kozorez, M.N. Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov // Russian Engineering Research. – 2020. – V. 40. N 12. – P. 1128– 1131.
- 17.Kruzhkov, D.M. The Earth orientation parameters inaccuracy and spacecraft motion prediction errors.
 2. GPS [Текст] / D.A. Kozorez, M.N. Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov // Russian Engineering Research. 2020. V. 40. N 12. P. 1132–1134.
- 18.Koryanov, V. Parameters of the Earth's rotation taken into account in high-precision simulation of the GLONASS satellites motion in the interests of civil consumers [Текст] / А. Toporkov, V. Koryanov, C. Du. // Engineering Journal Science and Innovation. – 2020. – N 10.– P. 1–21.
- 19.Кружков, Д.М. К вопросу об автономном уточнении параметров вращения Земли на борту КА ГЛОНАСС [Текст] / М.Н. Красильщиков, Д.М. Кружков // Сборник тезисов докладов Международного семинара «Навигация и управление движением»? 28 сентября – 2 октября 2020 г. – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – С. 66.
- 20.Kruzhkov, D.M. Earth Orientation Parameters Onboard Refining at Glonass High-Orbit Segment [Текст] / D.A. Kozorez, M.N. Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov // Russian Engineering Research. – 2022. – V. 42. N 6. – P. 603–606.
- 21.Kruzhkov, D.M. On the implementation of information technology for refining the ephemerides of GLONASS spacecraft based on the use of advanced intersatellite measurement hardware [Текст] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, V.V. Pasynkov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2023. – V. 6. – P. 627–635.

- 22.Пасынков, В.В. Совершенствование запросной технологии расчета эфемерид ГЛОНАСС [Текст] / В.В. Пасынков, Р.В. Бакитько, А.В. Круглов // Труды института прикладной астрономии РАН. 2019. Выпуск 50. С.58-72. ISSN 2224-7440.
- 23.Гречкосеев, А.К. Исследование задачи определения эфемерид системы ГЛОНАСС по межспутниковым измерениям на основе орбитального кристалла [Текст] / А.К. Гречкосеев, В.Н. Почукаев // Труды МАИ. – 2009. – №34. – С. 22. – eISSN 1727-6942.
- 24. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.1). М., 2008. 74 с.
- 25. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Общее описание системы с кодовым разделением сигналов (редакция 1.0). М., 2016. 133 с.
- 26.Кружков, Д.М. Высокоточная навигация на основе информационных ГНССтехнологий. Ч.1. Математические основы: учебное пособие [Текст] / Д.М. Кружков, В.В. Пасынков – М.: Издательство МАИ, 2021. - 112 с. ISBN: 978-5-4316-0781-3.
- 27.Кружков, Д.М. Высокоточная навигация на основе информационных ГНССтехнологий. Ч.2. ГЛОНАСС – информационные технологии и алгоритмы решения навигационной задачи: учебное пособие [Текст] / Д.М. Кружков, В.В. Пасынков – М.: Издательство МАИ, 2021. – 113 с. ISBN: 978-5-4316-0813-1.
- 28. Vallado D. Fundamental of astrodynamics and applications. 3rd edition [Текст] / D. Vallado // W.: Microcosm Press, 2007. 1055 p.
- 29.Grechkoseev, A.K. Study of observability of motion of an orbital group of navigation space system using intersatellite range measurements. I. [Текст] / A.K. Grechkoseev // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2011. – V. 50. N 2. – P. 293–308.
- 30.Grechkoseev, A.K. Study of observability of motion of an orbital group of navigation space system using intersatellite range measurements. II. [Текст] /

A.K. Grechkoseev // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2011. – V. 50. N 3. – P. 472–482.

- 31.Kruzhkov, D.M. On the Implementation of Information Technology for Refining the Ephemerides of GLONASS Spacecraft Based on the Use of Advanced Intersatellite Measurement Hardware [Текст] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, V.V. Pasynkov // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2023. N 5. P. 147–159.
- 32.Кружков, Д.М. Методы и средства совершенствования ГЛОНАСС на основе перспективных информационных технологий [Текст] / М.Н. Красильщиков, Д.М. Кружков // XVI Всероссийская Мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2023), Волгоград, 11–15 сентября 2023 г. – В.: Издательство ВолгГТУ, 2023. – С. 149. – ISBN: 978-5-9948-4703-9.
- 33.Kruzhkov, D.M. Improvement of Intersatellite Measurements Scheduling to Refine the Accuracy of the Ephemerides of Modern and Prospective GLONASS Orbital Segments [Tekct] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, T.A. Marareskul, E.A. Martynov, D.S. Muratov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2023. – V.62. N 5. – P. 903–913.
- 34.IERS Technical Note 36. IERS Conventions (2010) [Текст] / G. Petit, B. Luzum // F., M., 2010. – 179 p. – ISSN 1019-4568
- 35.Montenbruck, O. Satellite Orbits Models, Methods and Applications [Текст] / O. Montenbruck, E. Gill // Springer. 2000. P. 241. ISBN 3-540-67280-X
- 36. Rodriguez-Solano C. Impact of non-conservative force modeling on GNSS satellite orbits and global solutions [Teкст] / Rodríguez-Solano CJ //. Ph. D. thesis, Technical University of Munich. 2014. 144 P.
- 37.Duan B. Improving solar radiation pressure modeling for GLONASS satellites
 [Текст] // B. Duan, U. Hugentobler, M. Hofacker, I. Selmke // Journal of Geodesy.
 2020. V.94. N 8. P.1-14.
- 38.Knocke, P.C. Earth radiation pressure effects on satellites [Текст] / P.C. Knocke, J.C. Ries, B.D. Tapley // Proc. of AIAA/AAS Astrodynamics Conference. – 1988. – P.577-587.

39.Эфемериды ГНСС [Электронный ресурс] / Система высокоточного определения эфемеридно-временных поправок, 2015. – Режим доступа: http://www.glonass-

svoevp.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=55&Itemid=109, свободный (дата обращения 15.12. 2020).

- 40.Эфемериды ГНСС [Электронный ресурс] / Информационно аналитичнский центр, 2015. Режим доступа: ftp://ftp.glonass-iac.ru/IGS/, свободный (дата обращения 15.12. 2020).
- 41. Денисенко, О.В. Пути достижения точностных характеристик государственной геоцентрической системы координат [Текст] / О.В. Денисенко // Альманах современной метрологии. 2015. №3. С.21-31.
- 42.Kanzow, Ch. Levenberg–Marquardt methods with strong local convergence properties for solving nonlinear equations with convex constraints [Текст] / Ch. Kanzow, N. Yamashita, M. Fukushima // Journal of Computational and Applied Mathematics. 2004. V.172. N 2. P.375–397.
- 43.ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт физикотехнических и радиотехнических измерений» [Электронный ресурс] / Определение **ПВ3** ГМЦ ГСВЧ. Режим доступа: В https://www.gaoran.ru/english/as/p2018/pasynok1.pdf, свободный (дата обращения: 01.02.2025).
- 44. Combined solution C04 for Earth Rotation Parameters consistent with International Terrestrial Reference Frame 2014 [Электронный ресурс] / IERS Notice, 2017. – Режим доступа: https://scholar.google.com/citations?view_op=view_citation&hl=en&user=17GjW JcAAAAJ&citation_for_view=17GjWJcAAAAJ:eMMeJKvmdy0C, свободный

(дата обращения 01.01.2025).

- 45.International Earth Rotation Service [Электронный ресурс]. Режим доступа: Iers.org, свободный (дата обращения 01.01.2025).
- 46.IERS EOP predictions [Электронный ресурс]. Режим доступа –: https://www.iers.org/SharedDocs/Publikationen/EN/IERS/Workshops/Retreat2013

/1_Luzum.pdf?__blob=publicationFile&v=1, свободный (дата обращения: 14.05.2019).

- 47.National geospatial-intelligence agency (NGA) standardization document [Электронный ресурс] / World Geodetic System 1984. Version 1.0.0. – Режим доступа – http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/NGA_STND_0036_1_0_0_WGS84/NGA.STND.0 036_1.0.0_WGS84.pdf (дата обращения: 05.06.2019).
- 48.Kruzhkov, D.M. Predicting the Earth orientation parameters by the least square method [Текст] / D.A. Kozorez, D.M. Kruzhkov, K.V. Kuznetsov, EA. Martynov // Russian Engineering Research. – 2020. – V. 40. N 12. – P. 1124–1127.
- 49.National geospatial-intelligence agency (NGA) [Электронный ресурс]. Режим
доступа: https://earth-info.nga.mil/GandG/sathtml/eoppdoc.html (дата
обращения: 01.06.2019).
- 50.Гаязов, И.С. Актуальные вопросы определения ПВЗ по международным и отечественным сериям наблюдений / И.С. Гаязов, С.Л. Курдубов, Е.А. Скурихина // Десятая Всероссийская конференция с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение», Санкт-Петербург, 17-21 апреля 2023 года. СПб.: Институт прикладной астрономии РАН, 2023. С. 210.
- 51.Тиссен, В.М. Вариации параметров вращения Земли и их использование для повышения точности прогностических моделей / В.М. Тиссен, А.С. Толстиков, Г.В. Шувалов // Десятая Всероссийская конференция с международным участием «Фундаментальное и прикладное координатновременное и навигационное обеспечение», Санкт-Петербург, 17-21 апреля 2023 года. – СПб.: Институт прикладной астрономии РАН, 2023. – С. 210.
- 52.Capitaine N. Expressions for IAU 2000 precession quantities / N. Capitaine, P.T. Wallace, J. Chapront // Astronomy & Astrophysics. 2003. V.412. P.567-586.
- 53.Kruzhkov, D.M. Refining the Earth Orientation Parameters Onboard Spacecraft Concept and Information Technologies [Текст] / A.K. Grechkoseev, M.N.

Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov, T.A. Mararescul // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2020. – V. 59. N 4. – P. 598–608.

- 54.Kruzhkov, D.M. On the Issue of Autonomous Refining of the Earth Orientation Parameters Onboard Spacecraft. Analysis of the Possibilities of Developed Information Technology / M.N. Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov // Cosmic Research. – 2021. – V.59. N 5. – P. 357–365.
- 55.Kruzhkov, D.M. Earth Orientation Parameters Onboard Refining at Glonass High-Orbit Segment [Текст] / D.A. Kozorez, M.N. Krasil'shchikov, D.M. Kruzhkov // Russian Engineering Research. – 2022. – V. 42. N 6. – Р. 603–606.
- 56.Kruzhkov, D.M. Improvement of Intersatellite Measurements Scheduling to Refine the Accuracy of the Ephemerides of Modern and Prospective GLONASS orbital segments / Krasilshchikov M.N., Kruzhkov D.M., Marareskul T.A., Martynov E.A., Muratov D.S. [Tekct] // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2023. – V. 62. N 5. – P. 903–913.
- 57.Проведение оценки точности расчета ПВЗ на борту КА «Глонасс-К» по результатам взаимных измерений со станциями сети НСКУ-Н БАМИ. Пояснительная записка к результатам выполнения СЧ ОКР / Красильщиков М.Н. [и др.] М.: Московский авиационный институт, 2019. 108 с.
- 58.Чубыкин, А.А. Межспутиковая лазерная навигацинно-связная система / А.А. Чубыкин, В.Д. Дмитриев, В.В.Сумерин, В.Д. Шаргородский // Конференция WLPTN-2012, Санкт-Петербург, 24-28 сентября 2012 года. – СПб.: Институт прикладной астрономии РАН, 2012.
- 59.Kruzhkov, D.M. High-Precision Simulation of Onboard Signal Receivers in Global Navigation Systems [Текст] / E.V. Akimov, D.M. Kruzhkov, V.A. Yakimenko // Russian Engineering Research. – 2020. – V. 40 N 2. – P. 152–155.
- 60.Kruzhkov, D.M. V.A. Prototype Information System for High-Precision Navigation in Global Satellite Systems [Текст] / Е.V. Akimov, D.M. Kruzhkov, V.A. Yakimenko // Russian Engineering Research. – 2020. – V. 40. N 2. – P. 156–159.
- 61.Kruzhkov, D.M. Current Problems of Improving the Coordinate-Time Support of GLONASS and Promising Methods for Their Solution. 1. Alignment of Coordinate

Systems Used by Various Information Technologies to Refine the Geocenter's Position [Tekct] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, V.V. Pasynkov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2019. – V.58. N 4. – P. 648–657.

- 62.Kruzhkov, D.M. Current Problems of Improving the Coordinate-Time Support of GLONASS and Promising Methods for Their Solution: II. Alignment of Coordinate Systems Used by Various Information Technologies to Refine the Universal Time [Tekct] / M.N. Krasilshchikov, D.M. Kruzhkov, V.V. Pasynkov // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2019. –V.58. N 4. – P. 766–773.
- 63.Пасынков, В.В. Обработка и анализ РСДБ-наблюдений космических аппаратов системы ГЛОНАСС комплексом «Квазар-КВО» [Текст] / В.В. Пасынков, И.Ф. Суркис, Е.В. Титов, Д.А. Гулидов, С.М. Широкий // Труды института прикладной астрономии РАН. – 2022. – Выпуск 61. – С.3-27. – ISSN 2224-7440.
- 64.International GNSS Service. [Электронный ресурс] Режим доступа: https://files.igs.org/pub/, свободный (дата обращения: 05.10.2021).
- 65.ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП). Интерфейсный контрольный документ (ред. 3.0), ФНПЦ «НПК прецизионного приборостроения» – М., 2011 – С. 92.
- 66. Crustal Dynamics Data Information System [Электронный ресурс] / NASA's Archive of Space Geodesy Data. Режим доступа: https://cddis.nasa.gov/archive/ (дата обращения 28.10.2021).
- 67.Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11). Справочный документ. М.: 27 ЦНИИ Министерства обороны России, 2014. 52 с.
- 68.Бартенев, В.А. Современные и перспективные информационные ГНССтехнологии в задачах высокоточной навигации : коллективная монография [Текст] / В.А. Бартенев, А.К. Гречкосеев, Д.А. Козорез, М.Н. Красильщиков, В.В. Пасынков, Г.Г. Себряков, К.И. Сыпало – Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 191 с. : ил. – ISBN 978-5-9221-1577-3.
- 69.Современные и перспективные интегрированные системы высокоточной навигации космических аппаратов на геостационарной и высоких

эллиптических орбитах на основе использования ГНСС-технологий [Текст]: дис. ... канд. техн. Наук: 05.13.01: защищена 18.12.2014: утв. 18.05.2015 / Кружков Дмитрий Михайлович. М., 2014. – 133 с.

70.Ионов, Д.В. Сравнения радиофизических и оптического инфракрасного наземных методов измерений интегрального содержания водяного пара в атмосфере [Текст] / Д.В. Ионов, В.В. Калинников, Ю.М. Тимофеев, Н.А. Зайцев, Я.А. Виролайнен, В.С. Коцов, А.В. Поберовский // Известия вузов. Радиофизика. – 2017. – Том LX. №4. – С.336-345.