Министерство образования и науки Российской Федерации Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования РОССИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ (РГГМУ)

УДК [551.501.83:551.501.86:621.3.092:629.783]

#### Вахнин Антон Вячеславович

# МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ Применение метеорологической информации в навигационных системах ГЛОНАСС/GPS

Направление 510900 – Гидрометеорология Программа 5109014 – Информационно-измерительные системы в гидрометеорологии

Научный руководитель канд. физ.-мат. наук, доцент

В.В. Чукин

Санкт-Петербург 2012

# СОДЕРЖАНИЕ

		Стр
	Сокращения	4
	Введение	6
1	Состав и принципы работы ГНСС	8
1.1	Структура ГНСС	8
1.1.1	Сегмент управления	8
1.1.2	Космическая группировка	9
1.1.3	Аппаратура потребителей	11
1.1.4	Международные службы	12
1.2	Методы решения навигационной задачи	17
1.2.1	Абсолютный метод	19
1.2.2	Дифференциальный метод	21
1.2.3	Относительное позиционирование	23
2	Распространение радиоволн в атмосфере	24
2.1	Показатель преломления радиоволн в тропосфере	24
2.2	Задержка радиосигнала в тропосфере	25
2.2.1	Гидростатическая задержка радиосигнала в тропосфере	27
2.2.2	Задержка радиосигнала во влажном воздухе	28
2.3	Определение тропосферной задержки радиосигнала	29
2.3.1	Формат исходных навигационных данных	30
2.3.2	Расчет координат навигационных спутников	32
2.4	Определение ионосферной задержки радиосигнала	45
3	Модели распространения радиоволн в тропосфере	47
3.1	Модели отображающих функций	48
3.2	Численная модель оценки тропосферной задержки	ПО
	аэрологическим данным	49

3.3	Банк данных аэрологического зондирования атмосферы	50
4	Результаты численного моделирования тропосферных задержек	
	радиосигналов	53
	Заключение	73
	Список использованных источников	74

#### СОКРАЩЕНИЯ

ГНСС – Глобальная навигационная спутниковая система;

GPS – Global Positioning System — глобальная система

позиционирования;

КА – Космический аппарат;

ГЛОНАСС – Глобальная навигационная спутниковая система;

NAVSTAR – Navigation satellite timing and ranging - навигационная система

с определением времени и дальности;

НКА – Навигационная космическая аппаратура;

НАП – Навигационная аппаратура потребителей;

IGS – International geographic service – международная

географическая система;

IAG – International geographic association – Международная

геодезическая ассоциация;

IERS – International Earth Rotation Service;

ИСЗ – Искусственный спутник Земли;

ПВЗ – Параметры вращения Земли;

ITRF – International Terrestrial Reference Frame;

СНС – Спутниковая навигационная система;

RINEX – Receiver Independent Exchange Format -

аппаратнонезависимый формат обмена навигационными

данными;

SINEX – Software Independent Exchange;

ICRS – International coordinate Reference System;

ITRS – International Terrestrial Reference System;

UTC – Coordinated Universal Time — всемирное координированное

время;

США – Соединенные штаты америки;

EUREF - European Reference Organisation for Quality Assured Breast

Screening and Diagnostic Services;

ИАЦКВН – Информационно-аналитический центр координатно-

О временного и навигационного обеспечения;

ЦНИИма – Центральный научно-исследовательский институт

ш машиностроения;

SOPAC – Scripps Orbit and Permanent Array Center;

IGPP – Institute of Geophysics and Planetary Physics;

SIO – Serial Input/Output;

SCIGN – Southern California Integrated GPS Network;

РАН – Российская академия наук;

IВТАН – Институт высоких температур РАН;

NOAA – National Oceanic and Atmospheric Administration;

TEC – Total electron content;

ПЗ – Параметр Земли;

WGS – Всемирная система координат;

МДВ – Московское дискретное время;

ИКД – Интерфейсный контрольный документ;

ECEF – Earth-Centered, Earth-Fixed, and is a Cartesian coordinate system

#### ВВЕДЕНИЕ

Актуальность исследования определяется стремительным развитием современных информационно-навигационных систем, которые являются одним из приоритетных направлений развития экономики России. Появившись более четырех десятков лет назад глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) постепенно проникли во многие области человеческой деятельности. По мере их развития и появления все большей открытости для широкого круга потребителей, задачи решаемые ГНСС вышли далеко за рамки осуществления навигационного обеспечения. К практическим задачам решаемым этими системами

#### относятся:

- городской и земельный кадастр;
- контроль крупномасштабного строительства;
- контроль и управление перемещения различных машин, механизмов, грузов и людей;
  - службы времени и частоты;
  - сельское хозяйство, промышленность, добыча ископаемых;
    - обеспечение безопасности деятельности;
      - геоинформационные системы.

*Целью* работы является оценка влияния тропосферы на работу спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие *задачи*:

- численно реализовать алгоритмы учета тропосферы при распространении навигационных радиосигналов;
  - разработать модель оценки тропосферной задержки радиосигналов по аэрологическим данным;
- создать банк данных тропосферных задержек, полученных сетью станций IGS;
  - оценить точность тропосферных моделей.

Новизна исследования заключается в том, что оценивается точность тропосферных моделей для террирории Российской Федерации на примере двух станций.

В первой главе диссертации рассматриваются принципы построения спутниковых навигационных систем.

Во второй главе приведены сведения о распространении радиоволн в атмосфере.

В третьей главе описаны модели, предназначенные для учета влияния тропосферы при решении навигационных задач.

Четвертая глава посвящена описанию результатов численного моделирования тропосферных задержек и анализу полученных данных.

## 1 Состав и принципы работы ГНСС

# 1.1 Структура ГНСС

ГНСС состоит из трех основных частей:

- а) наземный сегмент управления;
- б) группировка космических аппаратов (навигационных спутников);
- в) сегмента аппаратуры потребителей навигационной информации (может состоять не только из приемников расположенных на Земной поверхности).

В последние время для научных и отчасти прикладных задач широкое распространение получает использование показаний с приемников GPS установленных на низкоорбитальных спутниках. Эти данные обладают рядом преимуществ: они в большинстве случаев (при удачном расположении группировки КА) лишены влияния тропосферы и имеют возможность лишь принимать как сигналы В которых присутствует влияние ионизированной части атмосферы, так и сигналы без этого влияния. Также подобные приемники могут наблюдать практически всю группировку ГНСС одновременно.

#### 1.1.1 Сегмент управления

задачи данной подсистемы ВХОДИТ контроль правильности функционирования спутников, непрерывное уточнение параметров орбит и спутники временных программ, выдача команд управления навигационной информации. При пролёте спутника в зоне видимости станции измерения, управления и контроля, она осуществляет наблюдение за спутником, принимает навигационные сигналы, производит первичную обработку данных и обменивается ими с центром управления системой. На главной станции происходит обработка и вычисление всех поступающих от сети управления данных, их математическая обработка и вычисление координатных и корректирующих данных, подлежащих загрузке в бортовой компьютер спутника.

Сегмент управления состоит из:

- а) главной станции, совмещенной с вычислительным центром;
- б) группы контрольно измерительных станций, связанных с главной станцией и между собой каналами связи;
- в) наземного эталона времени и частоты «атомных часов» для синхронизации бортовых «атомных часов» спутников (этот эталон более высокоточный, чем те, что установлены на спутниках).

Расположение элементов управления ГЛОНАСС ограничено территорией Российской Федерации. Основные пункты расположены вблизи Москвы, Санкт-Петербурга, Воркуты, Улан-Удэ и Комсомольска-на-Амуре. Расположение пунктов управления NAVSTAR имеет более широкую географию. Основные элементы находятся на авиабазе Фалькон (штат Колорадо), Аляске, островах Тихого, Атлантического и Индийского океанов. Соответственно, эти станции имеют более равномерное расположение по Земному шару, и смещены все более к экватору [1].

# 1.1.2 Космическая группировка

Орбитальная группировка НКА обоих систем состоит из спутников, вращающихся по круговым орбитам вокруг Земли в нескольких плоскостях. Штатная численность обеих систем составляет 24 спутника. Тем не менее, на данный момент группировка NAVSTAR является перенасыщенной, в ее составе находятся 32 действующих спутника, не считая орбитального резерва. Численность группировки ГЛОНАСС, которая лишь в 2012 году была доведена до штатного состава, планируется тоже довести до подобного числа одновременно работающих спутников. Отличием в конфигурации двух

систем является то, что ГЛОНАСС расположена таким образом, что бы иметь наибольшую плотность покрытия в умеренных широтах, в то время как для NAVSTAR приоритетом, по понятным причинам, являются тропические широты. Другим важным отличием является то, что период обращения спутников ГЛОНАСС составляет 11 часов 15 минут, диссонирует с периодом вращения Земли, в то время как период обращения спутников NAVSTAR составляет 11 часов 58 минут, то есть спутники совершают ровно 2 оборота по своей орбите за то время пока Земля оборачивается ОДИН раз. Данная синхронность обладает таким преимуществом как оптимальная зона покрытия для одного и того же количества КА. Однако, данное расположение требует постоянного поддержания равномерности вращения, путем включения двигателей на спутнике и проведения корректировки. Более крупным недостатком является совпадение круговых гармоник уравнения движения с периодами внешних возмущений, что приводит к появлению дополнительных неоднозначностей при расчете траектории движения спутника.

Главным предназначением КА является передача на НАП сигналов в виде навигационных сообщений, содержащих координаты спутника и временную информацию.

Навигационное сообщение, переданное НКА, содержит оперативную информацию, относящуюся к тому НКА, от которого получен навигационный радиосигнал и, кроме того, данные о всех НКА орбитальной группировки, в которую он входит. Оперативная информация подтверждает достоверность навигационных данных, содержит эфемериды НКА и метку времени.

В отличие от GPS, где принят кодовый способ разделения сигналов, спутники ГЛОНАСС различаются несущими частотами навигационных радиосигналов. В диапазоне L1 (1598.0625 – 1605.375) МГц несущая частота НКА с выделенным ему номером п составляет 1602 МГц +n\*562.5 кГц, в

диапазоне L2: 1246 + n\*437.5 кГц. Отношение рабочих частот L2 к L1 составляет 7/9 [2].

Методы формирования узкополосных и широкополосных сигналов в GPS и ГЛОНАСС сходны.

Навигационные данные передаются путем инвертирования псевдослучайных последовательностей обоих сигналов. Поскольку частоты инвертирования псевдослучайной последовательности много меньше ее тактовой частоты, то ширина основного «лепестка» огибающей спектра мощности фазоманипулированного навигационного радиосигнала равна удвоенной тактовой частоте псевдослучайной последовательности.

Опыт эксплуатации ГЛОНАСС показал, что концепция доступа с частотным мультиплексированием по сравнению с множественным доступом при кодовом разделении каналов приводит к усложнению НАП (сложный синтезатор, множественные входные модули, антенны). Фазовые центры антенн должны быть калиброваны и определены с точностью до 1 мм [3].

# 1.1.3 Аппаратура потребителей

К сегменту потребителей систем GPS и ГЛОНАСС относятся приёмники спутниковых сигналов. По измерениям параметров этих сигналов решается навигационная задача. Приёмник можно разделить на три функциональные части (рисунок 1.2):

- а) радиочастотная часть;
- б) цифровой коррелятор;
- в) процессор.

С выхода антенно-фидерного устройства (антенны) сигнал поступает на радиочастотную часть. Основная задача этой части заключается в усилении входного сигнала, фильтрации, частотном и аналого-цифровом преобразовании. Помимо этого, с радиочастотной части приёмника поступает тактовая частота для цифровой части приёмника. С выхода

радиочастотной части цифровые отсчёты входного сигнала поступают на вход цифрового коррелятора.

В корреляторе происходит цифровая обработка спектра принимаемых частот, прежде чем сигнал передается для обработке на процессор, где и происходит расшифровка сигнала, и извлечения из него необходимых данных. Так же между процессором и коррелятором происходит обратная связь, позволяющая корректировать цифровую обработку сигнала.

#### 1.1.4 Международные службы

Недостаточная точность определения пространственно-временных координат ресурсами самих ГНСС с одной стороны, и потребность в этом, а так же все более широкое проникновение ГНСС в различные сферы человеческой деятельности, в том числе и в высоконаучные ее области с другой стороны, заставляют искать дополнительные ресурсы для улучшения точности навигационных определений. Эти поиски привели к созданию новых международных служб и организаций, а также к их взаимодействию с уже существующими, осуществляющими мониторинг состояния космической группировки ГНСС, содержание сетей опорных станций, расчет параметров вращения Земли, мониторинг состояния атмосферы и так далее. Главная цель этих служб — создание архивов претензионных данных, которые могут понадобиться и в оперативной, и в постобработке навигационных данных.

Первой из таких служб, которые стоит рассмотреть, является IGS, электронный международная служба чей адрес http://spacegeodesy.ru/igs.html. Международная GPS-служба (IGS), действующая под эгидой Международной геодезической ассоциации (IAG), официально начала свою деятельность с 1 января 1994 года после успешного выполнения пилотного проекта в 1992-1993 годах. IGS является членом Федерации Астрономических и Геофизических Аналитических Служб

(FAGS) и действует в тесном сотрудничестве с Международной Службой Вращения Земли (IERS).

Первоначальная цель IGS состояла в обеспечении высокоточного определения параметров орбит ИСЗ, ПВЗ, координат и смещения станций. В настоящее время одна из задач IGS заключается в расширении Международной глобальной референцной системы координат (ITRF). Сеть IGS насчитывает 60 стационарных станций, данные которых поступают в региональные и глобальный центры сбора, обработки и анализа. Сеть аналитических центров IGS высокоточно определяет параметры орбиты и ПВЗ.

задачей IGS является поддержка Главной же И обеспечение геодезических и геофизических научных исследований через данные GPS-измерений. Широкое распространение спутниковых технологий поставило перед IGS задачу обеспечения GPS-измерениями и другими данными организаций, выполняющих работы по правительственным и коммерческим заказам. IGS также разрабатывает и внедряет международные стандарты и спецификации в область спутниковых измерений и поощряет их использование.

IGS собирает, архивирует и предоставляет данные, удовлетворяющие по своей точности требованиям широкого спектра применения GPS. Эти данные используются для получения (генерации) следующих так называемых GPS-продуктов:

- a) точных эфемерид орбит всех спутников CHC GPS (с точностью 5-10 см);
  - б) параметров вращения Земли;
- в) координат и скоростей постоянно действующих станций в системе координат ITRF (совместно с IERS);
  - г) поправок часов GPS и станций слежения;
  - д) ионосферной информации;

- е) тропосферной информации;
- ж) "сырых" GPS-измерений в формате RINEX для каждой станции.

Точность этих GPS-продуктов позволяет поддерживать такие научно-исследовательские работы как реализация и улучшение глобальной согласованности ITRF, мониторинг деформаций земной коры, слежение за параметрами вращения Земли, мониторинг вариаций водной поверхности Земли (уровня морей и океанов, ледников и другое), мониторинг состояния ионосферы, климатологические и метеорологические исследования.

Результаты деятельности службы IGS регулярно появляются на файловом сервере по адресу ftp://igs.ensg.ign.fr/pub/. Ионосферные тропосферные данные выкладываются в виде файлов ионосферных полей формата ionex по адресу ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/ionex1.pdf, тропосферные файлы выкладываются в виде файлов формата sinex tropo (ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/sinex\_tropo.txt), который является версией форматов SINEX ( Solution (Software/technique) INdependent EXchange Format ). Решения для эфемерид и расхождения шкал часов файлов формата sp3 выкладываются виде (ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/sp3c.txt) clk И (ftp://igscb.jpl.nasa.gov/pub/data/format/rinex\_clock302.txt). Эти данные выкладываются в нескольких вариантах, через разные промежутки времени с разными точностями. Изначальное распределение различных уровней точности и времени подготовки дано в Таблице 1.1

Таблица 1.1 - Типы данных и их точность

	Тип данных	Точность	Время подготовки
Бортовые эфемериды (Broadcast)	Координаты местоположения	~100 cm	Реальное время
	Расхождение времени	~5 ns RMS ~2.5 ns SDev	
Сверхбыстрые	Координаты	~5 cm	Реальное время

предварительные (Ultra-Rapid (predicted half))	1 асхождение	~3 ns RMS ~1.5 ns SDev	
Сверхбыстрые (Ultra-Rapid (observed	времени Координаты местоположения	~3 cm	3 - 9 часов
half))	Расхождение времени	~150 ps RMS ~50 ps SDev	
Быстрые (Rapid)	Координаты местоположения	~2,5 cm	17 - 41 часов
	Расхождение времени	~75 ps RMS ~25 ps SDev	
Финальные (Final)	Координаты местоположения	~2,5 cm	12 - 18 дней
	Расхождение времени	~75 ps RMS ~20 ps SDev	

Однако, за последние годы улучшилось качество эфемеридного обеспечения, уменьшилась разница между различными типами. Качество сверхбыстрых эфемерид постепенно приблизилось к качеству финальных эфемерид, а время подготовки финальных в отдельных случаях может составлять 4-5 дней.

Следующей важной службой, которую следует рассмотреть является Международная служба вращения Земли (MCB3) (International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS)), базирующаяся Париже. MCB3 оценивает параметры вращения и координат Земли, отвечает за поддержание всемирного времени, стандартных небесной (ICRS) и земной (ITRS) систем координат. Кроме того, организация ответственна за добавление дополнительных секунд ко времени UTC.

В состав службы входит Отделение прогнозирования ориентационных параметров Земли (Predictions of Earth Orientation Parameters), базирующееся в Военно-морской обсерватории *США* (United States Naval Observatory). Отделение занимается проведением астрометрических наблюдений с целью

определения угловой скорости вращения Земли, параметров прецессии, нутации. Другие отделения находятся в Парижской обсерватории.

Другой достойной упоминания международной организацией является Европейская Геодинамическая Сеть EUREF (http://www.epncb.oma.be/index.php), которая кроме мониторинга КА ГНСС, также осуществляет содержание своей сети опорных станций на территории Европы, в том числе и на территории РФ. Одной из таких станция в Ленинградской области является станция Светлое, для которой в рамках данной диссертации была проведена большая часть работ.

Отечественным ресурсом позволяющим получить исчерпывающую информацию не только о сети NAVSTAR GPS, но и о ГЛОНАСС является информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ЦНИИмаш (http://www.glonasscenter.ru/).

В рамках данной работы определенный интерес представляет американский ресурс SOPAC (http://sopac.ucsd.edu/). База данных по Глобальным навигационным спутниковым системам SOPAC (Scripps Orbit and Permanent Array Centre) является крупнейшим международным центром сбора и обработки данных по глобальным навигационным спутниковым (THCC). **SOPAC** системам базе создан на нескольких научно-исследовательских организаций (Cecil H. and Ida M. Green Institute of Physics - IGPP; Geophysics and Planetary Scripps Institution University of California, Oceanography - SIO; San Diego - UCSD) И располагается в США в IGPP на кампусе SIO в Университете Калифорнии.

SOPAC является основным участником Международной ГНСС службы (International GNSS Service - IGS) и выполняет роль мирового центра данных и глобального аналитического центра. В архиве SOPAC хранятся данные более чем по тысячи станций, входящих почти в 40 расположенных по всему миру различных сетей. Здесь содержатся данные по станциям сети IGS,

Южно-калифорнийской интегрированной GPS сети (Southern California Integrated GPS Network - SCIGN), геодинамической сети Института высоких температур РАН (IVTAN) и многих других сетей. SOPAC также ведет сотрудничество с консорциумом UNAVCO Inc. Центр в сотрудничестве с Лабораторией систем прогнозирования Национальной администрации по океану и атмосфере США (NOAA's FSL - National Oceanic and Atmospheric Administration's Forecast Systems Laboratory) проводит исследования и осуществляет поддержку программы по использованию GPS-измерений в метеорологии для составления краткосрочных прогнозов погоды. Таким образом, SOPAC — единый центр сбора, обработки хранения, ΓHCC, распространения данных ПО используемых различными государственными и частными исследовательскими организациями по всему миру.

В целом все ресурсы широко практикуют перекрестное заимствование полученных данных и созданных продуктов работы. Так что достаточно иметь доступ к одному-трем таким ресурсам, чтобы получить полный набор данных.

#### 1.2 Методы решения навигационной задачи

Определение координат приемника производится одним из трех методов: абсолютным, дифференциальным либо относительным. При абсолютном методе положение вычисляется одним приемником, для которого отыскиваются его координаты в системе связанной со станциями наблюдения (управляющий сегмент) и самими спутниками.

Для применения дифференциального и относительного методов необходимо наличие как минимум двух приемников, при том что второй приемник является опорной станцией и должен иметь достаточно хорошо вычисленные координаты. В дифференциальном методе по координатам

вычисленным на опорной станции составляются поправки для координат целевого пункта. Это позволяет осуществлять расчет координат в реальном времени с точностью лучшей чем абсолютный метод. В относительном методе координаты для целевого пункта вычисляются параллельно с координатами для опорного пункта. Объектом измерения выступает базовая линия между двумя пунктами. Этот повышает точность измерений, но лишает оперативности и возможности измерений в реальном времени.

Все три метода могут использоваться как для оперативного получения координат приемника, так и для получения данных для постобработки. Так же, все три метода могут применяться как для определения положения статических объектов, так и подвижных (кинетическая съемка) объектов.

Наблюдения по кодовым псевдодальностям дают ошибку определения координат порядка метров и даже десятков метров. Подобные измерения по фазам могут иметь сантиметровый, и даже миллиметровый уровень точности. Как говорилось выше абсолютный метод имеет наибольшие ошибки вычисления. Одна причин этого - применение ИЗ бортовых координат спутников, которые сами по себе имеют ошибку порядка метра и более. Для корректного применения абсолютного метода используются точные апосториальные эфемериды, которые появляются на ресурсах с большой задержкой. Хотя, за последние годы эта задержка сильно сократилась с трех - четырех дней до двух. Подробные алгоритмы расчета положения объектов по навигационным измерениям даны в [5]. Здесь же будут приведены лишь описание основных принципов работы этих алгоритмов.

#### 1.2.1 Абсолютный метод

Применение абсолютного метода сводится к получению дальности до спутника из уравнения:

$$P_{A}^{i} = p_{A}^{i} + cdt_{A} - cdt^{i} + \Delta L_{trop,A}^{i} + \Delta L_{ion,A}^{i} + \Delta L_{A}^{i} + \Delta L_{A} + \Delta L_{mA}^{i} + ivarepsilon_{A}^{i}$$

$$(1.1)$$

 $P_A^i$ значение псевдодальности, получаемое от где приемника, м; индекс, относящийся к спутнику;  $\boldsymbol{A}$ индекс, относящийся к пункту приема;  $cdt_{4}-cdt^{i}$ расхождение шкал приемника и спутника, м;  $\Delta L_{trop,A}^{i}$ тропосферная задержка, м;  $\Delta L_{ion A}^{i}$ ионосферная задержка, м;  $\Lambda L^i$ задержка при прохождение радиотракта спутнике, м;  $\Delta L_{\scriptscriptstyle A}$ задержка при прохождение радиотракта приемнике, м;  $\Delta L_{mA}^{i}$ задержка, возникающая ПО причине многопутности, м; случайные ошибки, м;  $p_A^i$  - расстояние между спутником момент отправки сообщения и приемником в момент получения сообщения, м.

Расстояние между спутником в момент отправки сообщения и приемником в момент получения сообщения, вычисляется через разницу радиус-векторов:

$$p_{A}^{i} = ||r^{i}(t_{r} - \Delta t) - r_{A}(t_{r})|| =$$

$$= \sqrt{(X^{i}(t_{r} - \Delta t) - X_{A}(t_{r}))^{2} + (Y^{i}(t_{r} - \Delta t) - Y_{A}(t_{r}))^{2} + (Z^{i}(t_{r} - \Delta t) - Z_{A}(t_{r}))^{2}}$$

$$(1.2)$$

Решение этого уравнения возможно лишь при условии получения всех поправок, составляющих разницу между истинным расстоянием и псевдодальностью, измеренной приемником по времени прохождения сигнала. Отклонение шкалы спутника может быть получено через коэффициенты ухода шкалы, которые приходят в навигационном сообщении. Многопутность, как правило, в расчетах не может быть точно установлена,

поэтому полагается что она отсутствует. Задержки в прохождение сигнала по излучающим И принимающим трактам приемника спутника устанавливаются путем калибровок, либо также игнорируются, считаясь шумом. Координаты спутника вычисляются по координатам, полученным из сообщения, либо навигационного ИЗ сторонних источников рассчитываются на момент отправки сигнала. Для ГЛОНАСС расчет производится путем интегрирования, для GPS – аналитически. После этого координаты корректируются с учетом поворота Земли за время прохождения сигнала. Это осуществляется перемножением вектора координат на матрицу поворота [1].

Краеугольным камнем этого подхода является учет тропосферной и ионосферной задержек -  $\Delta L_{trop,A}^{i}$  и  $\Delta L_{ton,A}^{i}$ . Эти две величины подвержены сильным изменениям, не зависящим от внутреннего состояния ГНСС, то есть не могут быть полностью высчитаны без применения внешних источников. Для их учета применяются ряд ионосферных и тропосферных моделей. Эти модели будут рассмотрены в следующей главе. Здесь же следует заметить, что в уравнение абсолютного метода они являются членами одного порядка с расстоянием и псевдодальностью и могут оказывать большое влияние на расчет местоположения приемника.

Разрешение всех поправок и добавление их в уравнение псевдодальности в сухом остатке дает лишь четыре неизвестные: три координаты местоположения станции и расхождение временной шкалы станции. Эти неизвестные находятся составлением системы уравнений псевдодальностей до нескольких наблюдаемых одновременно спутников.[5]

#### 1.2.2 Дифференциальный метод

В дифференциальном методе определения координат используются минимум два приемника. Один из них располагается в пункте, называемом опорной станцией. Его координаты известны заранее с высокой точностью.

При дальнейшей работе полагается, что ошибки определения координат на опорной станции и на целевом пункте одинаковы и, измерив их величину на опорной станции, можно скорректировать измеренное положение целевой станции. Как правило, аппаратура на опорной станции, работая в обычном режиме, принимает навигационную информацию от спутников и пытается рассчитать по ней свое положение. После этого, сравнив его с точными координатами известными заранее, она вычисляет значение поправок к определению местоположения и передает их на целевую станцию. Передача может осуществляться как оперативно по сетям связи (реал-тайм обработка), так и позже на компьютер, осуществляющий обработку (пост-тайм обработка) [6].

Тот факт, что расхождение в величинах поправок сильно меняется по мере удаления от одной опорной станции, приводит к появлению методов измерения поправок по сети опорных станций, что позволяет добиться более равномерного распределения ошибок расчета поправок.

Такой подход к поправкам навигационных измерений требует более детального рассмотрения изменений в пространстве и времени отдельных источников ошибок.

Ошибка часов спутника является меленькой величиной (до 10 нс) и очень медленно изменяется в течении часов. Она практически не зависит от расстояния между опорной и целевой станциями.

Ошибка координат спутника, как правило, умещается в порядок 2 метров и также медленно изменяется с течением времени. Для навигационных спутников, находящихся на расстоянии 20000-30000 км от приемника, отклонение от положения в сторону перпендикулярную направлению от спутника до приемника будет иметь малую угловую величину и не окажет особого значения на расчет положения. Более серьезные ошибки возникают при отклонении вдоль топоцентрического

радиус-вектора. При расстояниях до 100 км величина нескомпенсированной ошибки может составить 5 см.

Ионосферная задержка зависит от полного ионного содержания ТЕС на пути распространения сигнала. ТЕС же, в свою очередь, является сильно величиной Остаточная ошибка изменчивой после проведения дифференциальной коррекции может иметь порядок 10-20 см ДЛЯ невозмущенной ионосферы и порядок 1-2 м для возмущенной при расстояниях между приемниками до 100 км.

Тропосферная задержка зависит от плотности и состава воздуха на пути распространения. Кроме того, она сильно зависит от изменчивости водяного пара. Даже расположение приемников на одной высоте, но на расстоянии 10 км друг от друга может привести к ошибкам порядка 10-20 см. При сильной разнице в метеоусловиях на пунктах измерения, а также при большой разнице в высотах тропосферная задержка может иметь очень большие значения. По этой причине рекомендуется вычислять тропосферную задержку раздельно для опорной и для целевой позиции.

Многопутность и шум приемника являются некоррелированными ошибками и их передача с опорной станции на целевую лишь приведет к ухудшению навигационных измерений. По этой причине эти ошибки стараются минимизировать еще до передачи на целевую станцию.

#### 1.2.3 Относительное позиционирование

Метод относительного позиционирования применяется для расчета расстояния между двумя пунктами, называемого вектором базовой линии, либо базовой линией. Расстояние вычисляется после получения приблизительных координат двух точек. Оно выражается как вектор разности радиус векторов двух точек. Могут применяться двойные и тройные разности [6].

#### 2 Распространение радиоволн в атмосфере

В данной главе рассматриваются вопросы распространения электромагнитных волн в земной атмосфере: тропосфере и ионосфере. Эти две среды являются принципиально разными с точки зрения взаимодействия с распространяющимися через них радиоволнами, поскольку с достаточной для практики точностью тропосферу можно считать нейтральной, в то время как ионосфера является электрически заряженной средой.

#### 2.1 Показатель преломления радиоволн в тропосфере

Показатель преломления радиоволн в нейтральной атмосфере может быть представлен в виде:

$$n = 1 + \frac{k_1 \cdot (P - e)}{T} + \frac{k_2 \cdot e}{T} + \frac{k_3 \cdot e}{T^2},$$
 (2.1)

где  $k_1 = 7.76 \cdot 10^{-7}$  K/Па;

 $k_2 = 7.20 \cdot 10^{-7} \text{ K/\Pia};$ 

 $k_3 = 3.75 \cdot 10^{-3} \text{ K}^2/\Pi \text{a} [7, 8, 9];$ 

P — атмосферное давление, Па;

T — температура воздуха, К;

e — парциальное давление водяного пара, Па.

Уравнение для расчета показателя преломления (2.1) можно представить как зависимость от плотности воздуха  $(\rho = \rho_C + \rho_{\pi})$  и плотности водяного пара  $\rho_{\pi}$ :

$$n = 1 + k_1 \cdot R_C \cdot \rho + \left(k_2' \cdot R_{II} + \frac{k_3 \cdot R_{II}}{T}\right) \cdot \rho_{II} = 1 + N_{IC} + N_{II},$$
(2.2)

где 
$$\begin{array}{c} R_C \!=\! 287.054 \; \textrm{Дж/} (\; \textrm{кг} \cdot K \;) \; ; \\ R_\Pi \!=\! 461.526 \; \textrm{Дж/} (\; \textrm{кг} \cdot K \;) \; ; \\ k_2^{'} \!=\! k_2 \! - k_1 \frac{R_C}{R_H} \; . \end{array}$$

# 2.2 Задержка радиосигнала в тропосфере

Дополнительная задержка радиосигнала, связанная с прохождением через тропосферный слой, может быть определена по формуле:

$$\Delta L_{TP} = \int_{0}^{L} (n-1)dl, \qquad (2.3)$$

где  $\Delta L_{TP}$  — пространственная задержка сигнала в тропосфере, м;

L – расстояние до спутника, м;

*n* – показатель преломления электромагнитных волн;

путь вдоль траектории радиолуча, м.

На рисунке 2.1 представлена типичная зависимость тропосферной задержки навигационного радиосигнала от высоты спутника над горизонтом. Из рисунка 2.1 видно, что при расположении спутника в зените задержка радиосигнала составляет около 2.3 м и увеличивается по мере приближения к горизонту.

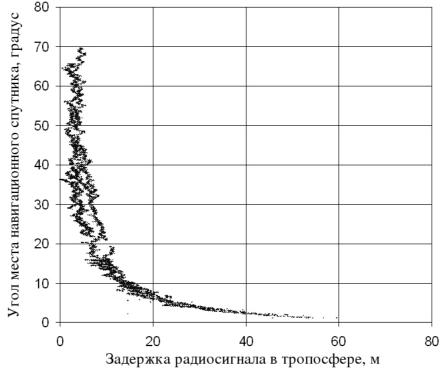


Рисунок 2.1 – Зависимость задержки радиосигнала в тропосфере от высоты навигационного спутника над горизонтом

С учетом формулы для показателя преломления получается:

$$\Delta L_{TP} = \int_{0}^{L} N_{TC} dl + \int_{0}^{L} N_{TI} dl.$$
 (2.4)

Таким образом, из формулы (2.4) видно, что задержку сигнала в тропосфере можно представить в виде суммы гидростатической задержки, связанной с прохождением радиосигнала сквозь тропосферу, где давление с высотой убывает в соответствии с гидростатическим законом, и задержки за счет распространения в водяном паре:

$$\Delta L_{TP} = \Delta L_{TC} + \Delta L_{II}, \qquad (2.5)$$

где  $\Delta L_{rc}$  – гидростатическая часть пространственной задержки сигнала, м;

∠ пространственная задержка сигнала, обусловленная распространением радиоволн в водяном паре, м.

## 2.2.1 Гидростатическая задержка радиосигнала в тропосфере

Гидростатическая задержка сигнала может быть представлена следующим образом:

$$\Delta L_{rc}(\beta) = k_1 \cdot R_c \cdot \int_0^L \rho dl = \Delta L_{rc}(90^\circ) \cdot m_{rc}(\beta), \qquad (2.6)$$

где  $\Delta L_{rc}(90^{\circ})$  — гидростатическая задержка радиосигнала в тропосфере при вертикальном распространении, м;

 $m_{rc}(\beta)$  — отображающая функция, зависящая от угла места навигационного спутника;

— угол места спутника, градус.

В случае вертикального распространения сигнала от спутника до приемника, гидростатическая часть задержки равна:

$$\Delta L_{\Gamma C}(90^{\circ}) = k_1 \cdot R_C \cdot \int_0^{\infty} \rho \, dz \,. \tag{2.7}$$

Поскольку приземное атмосферное давление определяется как [10]:

$$P_0 = \int_0^\infty \rho \cdot g dz = g_m \int_0^\infty \rho dz, \qquad (2.8)$$

где  $g_m = 9.784 \cdot [1 - 0.00266 \cdot \cos(2\varphi) - 0.00028 \cdot 10^{-3} \cdot h]$ .

Тогда, с учетом  $\int_{0}^{\infty} \rho dz = \frac{P_0}{g_m}$ , получается расчетная формула для определения гидростатической части задержки сигнала при вертикальном распространении [7]:

$$\Delta L_{IC}(90^{\circ}) = \frac{k_{1} \cdot R_{C} \cdot P_{0}}{g_{m}} = \frac{2.2768 \cdot 10^{-5}}{\left[1 - 0.00266 \cdot \cos(2\phi) - 0.00028 \cdot 10^{-3} \cdot h\right]} \cdot P_{0}, \quad (2.9)$$

где  $\phi$  — широта места, градус;

*h* – высота над уровнем моря, м;

 $P_0$  — атмосферное давление у поверхности Земли, Па.

Точность определения гидростатической задержки радиосигнала определяется точностью информации об атмосферном давлении и составляет 2.3 мм/гПа.

#### 2.2.2 Задержка радиосигнала во влажном воздухе

При прохождении сигнала через атмосферу, содержащую водяной пар, возникает задержка радиосигнала, равная:

$$\Delta L_{\Pi}(\beta) = \int_{0}^{L} \left( k_{2} \cdot R_{\Pi} + \frac{k_{3} \cdot R_{\Pi}}{T} \right) \cdot \rho_{\Pi} dl = \Delta L_{\Pi}(90^{\circ}) \cdot m_{\Pi}(\beta) , \qquad (2.10)$$

где  $\Delta L_{\Pi}(90^{\circ})$  — задержка радиосигнала в водяном паре при вертикальном распространении, м;

 $m_{\Pi}(\beta)$  — отображающая функция, зависящая от угла места навигационного спутника.

Для расчета задержки сигнала при вертикальном распространении, обусловленной наличием водяного пара в атмосфере, необходимо интеграл представить в виде:

$$\Delta L_{\Pi}(90^{\circ}) = \int_{0}^{\infty} \left( k_{2} \cdot R_{\Pi} + \frac{k_{3} \cdot R_{\Pi}}{T} \right) \cdot \rho_{\Pi} dz = \left( k_{2} \cdot R_{\Pi} + \frac{k_{3} \cdot R_{\Pi}}{T_{m}} \right) \cdot \int_{0}^{\infty} \rho_{\Pi} dz , \qquad (2.11)$$

где  $T_m$  — взвешенное значение температуры воздуха, К.

Поскольку интегральное содержание водяного пара в столбе воздуха определяется выражением  $PWV = \int\limits_{0}^{\infty} \rho_{II} dz$ , то получается:

$$\Delta L_{\Pi}(90^{\circ}) = \left(k_{2} \cdot R_{\Pi} + \frac{k_{3} \cdot R_{\Pi}}{T_{m}}\right) \cdot PWV. \tag{2.12}$$

Задержка радиосигнала во влажном воздухе зависит в первую очередь от значений интегрального содержания водяного пара  $(0.6 \text{ мм/кг/м}^2)$  и в меньшей мере от приземного значения температуры воздуха (0.5 мм/K).

# 2.3 Определение тропосферной задержки радиосигнала

Для определения задержки радиосигнала, связанной с наличием в атмосфере молекул водяного пара, необходима информация об истинном расстоянии от приемника до передающей антенны спутника, данные измерений дальности до спутника, значение ионосферной задержки и гидростатической части задержки радиосигнала в тропосфере:

$$\Delta L_{TP} = L_{U3M(1)} - L_{PACY} - \Delta L_{UOH}, \qquad (2.13)$$

где  $L_{\mathit{H3M}(1)}$  – измеренная радиоприемным устройством дальность до навигационного спутника в диапазоне L1, м;

 $L_{\it PACY}$  — рассчитанное геометрическое расстояние между передающей антенной спутника и антенной приемного устройства, м;

 $\Delta L_{UOH}$  — ионосферная задержка радиосигнала, м.

Для расчета геометрического расстояния между передающей антенной спутника и антенной приемного устройства служит выражение:

$$L_{PACY} = \sqrt{\left(X - X_{\Pi P}\right)^{2} + \left(Y - Y_{\Pi P}\right)^{2} + \left(Z - Z_{\Pi P}\right)^{2}},$$
 (2.14)

где X, Y, Z — координаты местоположения космического аппарата ГЛОНАСС, м;

где  $X_{\mathit{\PiP}}, Y_{\mathit{\PiP}}, Z_{\mathit{\PiP}}$  – координаты местоположения приемного устройства, м.

#### 2.3.1 Формат исходных навигационных данных

При разработке алгоритмов определения местоположения использовались данные координат навигационных спутников полученные из файлов формата RINEX. Формат RINEX – это независимый от типа приемника формат представления информации, накопленной спутниковыми геодезическими приемниками. Используется для хранения и передачи навигационных данных. Изначально разрабатывался для спутниковой системы GPS. Позже был также адаптирован для данных спутников ГЛОНАСС и Galileo.

Формат RINEX подробно описан в [11]. Далее приведем из него описания файла навигационных данных ГЛОНАСС.

Файлы формата RINEX формируются GPS/ГЛОНАСС приемником на основе накопленных за определенный интервал времени (как правило, сутки) данных. Так же RINEX файлы являются одними из самых распространенных файлов, которые можно найти в Интернете. Файлы RINEX представляют собой текстовой файл, состоящий из строк длинной не поле 80 символов. Пример подобного файла приведен на рисунке 2.2.

Первые строки файла содержат заголовок. Там храниться информация о версии формата, типе файла (G-ГЛОНАСС), названии фирмы и программы создавшей этот файл, дате создания, и поправки для коррекции системного времени. Завершается заголовок строкой «END OF HEADER». Далее идут собственно навигационные данные. Одна запись соответствует одному сообщению от одного спутника. Запись занимает четыре строки, состоит из цифр целого или дробного типа и содержит информацию о номере спутника,

времени измерения координат, времени приема сообщения, сами координаты, скорости и ускорения спутника и другую полезную информацию. Структура записи данных навигационного сообщения ГЛОНАСС представлена на рисунке 2.3.

```
----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
                  GLONASS NAV DATA
                                                          RINEX VERSION / TYPE
                                      19-FEB-98 10:42
                                                          PGM / RUN BY / DATE
ASRINEXG V1.1.0 VM AIUB
STATION ZIMMERWALD
                                                          COMMENT
        2 16 0.379979610443D-06
 1998
                                                          CORR TO SYSTEM TIME
                                                          END OF HEADER
 3 98 2 15 0 15 0.0 0.163525342941D-03 0.363797880709D-11 0.10800000000D+05
   0.106275903320D+05-0.348924636841D+00 0.931322574615D-09 0.00000000000D+00
  -0.944422070313D+04 0.288163375854D+01 0.931322574615D-09 0.21000000000D+02
   0.212257280273D+05 0.144599342346D+01-0.186264514923D-08 0.3000000000D+01
 4 98 2 15 0 15 0.0 0.179599039257D-03 0.636646291241D-11 0.12240000000D+05
   0.562136621094D+04-0.289074897766D+00-0.931322574615D-09 0.00000000000D+00
  -0.236819248047D+05 0.102263259888D+01 0.931322574615D-09 0.12000000000D+02
   0.762532910156D+04 0.339257907867D+01 0.0000000000D+00 0.3000000000D+01
            0 15 0.0-0.559808686376D-04-0.272848410532D-11 0.10860000000D+05
   -0.350348437500D+04-0.255325126648D+01 0.931322574615D-09 0.0000000000D+00
   0.106803754883D+05-0.182923507690D+01 0.0000000000D+00 0.400000000D+01
   0.228762856445D+05 0.447064399719D+00-0.186264514923D-08 0.30000000000D+01
      2 15 0 15 0.0 0.199414789677D-04-0.181898940355D-11 0.10890000000D+05
   0.131731816406D+05-0.143945598602D+01 0.372529029846D-08 0.0000000000D+00
   0.171148715820D+05-0.118937969208D+01 0.931322574615D-09 0.22000000000D+02
   0.135737919922D+05 0.288976097107D+01-0.931322574615D-09 0.30000000000D+01
----|---1|0---|---2|0---|---3|0---|---4|0---|---5|0---|---6|0---|---7|0---|---8|
```

Рисунок 2.2 – Пример файла формата RINEX

Минусом использования файлов RINEX является то, что координаты спутников ГЛОНАСС содержащиеся в файле переведены из системы ПЗ-90.02, в которой они передаются в навигационном сообщении, в систему WGS-84. Для работы с ними приходится осуществлять обратный переход. Время в файле RINEX также переведено из МДВ (московского декретного времени) в мировое время UTC.

ЗАПИСЬ НАБЛЮДЕНИЙ	ОПИСАНИЕ	!	ФОРМАТ
PRN / EPOCH / SV CLK	•		12,
	Номер слота в спутниковом созвездии		
	- Эпоха	(UTC)	1 2 70 0
	- год (2 цифры, дополненные		1x,12.2,
	символом 0, если необходимо) - месяц, день, час, минута,		/ /1V TO\
			4 (1X, I2),
ļ	- секунда	\ /\ /	F5.1,
	- Сдвиг часов спутника (секу - Относительный сдвиг часто		•
	- Время сообщения	th (+GammaN) (tk)	
	(0 <= tk < 86400 c or havaj	, , ,	1 015.12
,	(0 <- CK < 00400 C OI Havas	ia cyrok oic)	*)
	Год, обозначенный двумя ц	ифрами в П	,
	файлах RINEX 1 и 2.хх озна		
i	80-99: 1980-1999 и 00-79		
BROADCAST ORBIT - 1	- X координата спутника	(KM)	3x,4D19.12
	- скорость по X	(KM/C)	
l l	- ускорение по X	(KM/c2)	
	- Исправность	(0=OK) (Bn)	l 
BROADCAST ORBIT - 2	- У координата спутника	(KM)	3X,4D19.12
l l	- скорость по Y	(KM/C)	
I	- ускорение по Ү	(KM/C2)	
	- Номер частотного канала (-	-7 +13)	
BROADCAST ORBIT - 3	- Z координата спутника	(KM)	3x,4D19.12
I	- скорость по Z	(KM/C)	
I	- ускорение по Z	(KM/C2)	
	- Возраст информации	(дней) (E)	

Рисунок 2.3 – Формат заголовка файла навигационных сообшений ГЛОНАСС

#### 2.3.2 Расчет координат навигационных спутников

Вычисление точных пространственных координат навигационного спутника (X,Y,Z) в каждый момент времени является одним из необходимых этапов для определения задержки радиосигнала в тропосфере.

При создании программного комплекса в основу алгоритма вычисления координат спутника легли рекомендации интерфейсного контрольного документа (ИКД) [12, 13, 14].

Системы координат

Вычислить координаты спутника в нужный момент времени для последующего расчета расстояния от приемника до спутника можно в одной из общепринятых прямоугольных декартовых систем: ПЗ-90.02, WGS-84.

Особенности функционирования, устройства и гражданского применения не позволяют вычислять эфемериды (пространственные координаты) спутников ГЛОНАСС пользуясь лишь одной системой. Рисунки 2.4 и 2.5 дают графическое представление систем гринвичских геоцентрических систем координат ПЗ-90.02, WGS-84 и абсолютной (инерциальной) геоцентрической системы координат, используемых при расчете положения спутника в заданный момент времени.

Навигационные сообщения, распространяемые спутником, содержат неоперативную информацию (альманах системы), передаваемую в параметрах движения по кеплеровской орбите, и оперативную информацию содержащую эфемериды спутника в системе ПЗ-90.02 (см. рисунок 2.4).

ПЗ-90.02 – государственная гринвичская геоцентрическая система координат, уточненная версия системы ПЗ-90, является основной внутренней системой координат в спутниковой системе ГЛОНАСС.

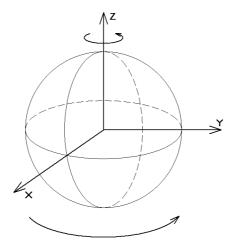


Рисунок 2.4 - Гринвичская геоцентрическая система (ПЗ-90.02 или WGS-84)

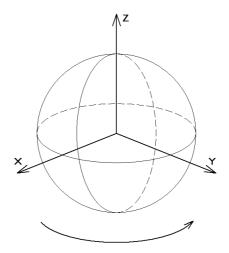


Рисунок 2.5 - Абсолютная (инерциальная) геоцентрическая система

Описывается система ПЗ-90.02 следующими положениями:

- а) начало координат расположено в центре масс Земли;
- б) ось Z направлена на условный полюс Земли, как определено в рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS);
- в) ось X направлена в точку пересечения плоскости экватора и начального (нулевого) меридиана, установленного Международным бюро времени (ВІН);
- г) ось Y дополняет геоцентрическую прямоугольную систему координат до правой.

На практике пользователи, как правило, не имеют доступа к координатам спутника непосредственно в системе ПЗ-90.02. Так как, во-первых, используемые в данный момент приемники ГЛОНАСС/GPS дают выходную информацию, приведенную к мировой геодезической системе WGS-84 (см. рисунок 2.4), использующейся в системе GPS. Во-вторых, имеющиеся в мировой сети Интернет базы данных с координатами положения навигационных спутников так же содержат данные в системе WGS-84.

WGS-84 — всемирная геодезическая система координат 1984 года представляет собой общеземную систему, полученную путем уточнения доплеровской опорной системы NSWC 9Z-2 по результатам доплеровских измерений спутниковой радионавигационной системы ВМС США ТРАНЗИТ.

Начало и оси WGS-84 определяются следующим образом:

- а) начало координат центр масс Земли;
- б) ось Z направлена на Международное условное начало CIO, как это установлено Международным Бюро времени ВІН;
- в) ось X пересечение плоскости исходного меридиана WGS-84 и плоскости экватора, при этом в качестве исходного меридиана принимается нулевой меридиан, определенный ВІН;
- г) ось Y дополняет правостороннюю ортогональную систему координат с началом в центре Земли и привязанную к Земле (ECEF); она расположена в плоскости экватора под углом 90° к востоку от оси X.

Для преобразования координат из системы WGS-84 в систему ПЗ-90.02 используется матрица преобразования. Система координат ПЗ-90.02, в отличие от своей предшественницы, системы ПЗ-90, при переходе в Международную земную систему координат ITRF2000 содержат только смещение начала системы координат по осям X, Y, Z, и не имеет коэффициентов угловых преобразований. Следовательно, система ПЗ-90.02 и система WGS-84 имеют параллельные оси. Для соответствующих преобразований координат используется линейные формулы с простой матрицей преобразования:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\Pi 3 - 90.02} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{WGS - 84} + \begin{bmatrix} -0.00036 \\ +0.00008 \\ +0.00018 \end{bmatrix}, \tag{2.15}$$

Для обратного преобразования соответственно формула:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\Pi 3-90.02} + \begin{bmatrix} +0.00036 \\ -0.00008 \\ -0.00018 \end{bmatrix}, \tag{2.16}$$

Кроме того, расчет размножения эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС производится в инерциальной, или, употребляя терминологию ИКД [12, 13, 14], в абсолютной геоцентрической системе координат, которая определяется следующим образом:

- а) начало координат находится в центре масс Земли;
- б) ось Z совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли;
- в) ось X лежит в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия  $\gamma$  (гамма);
  - г) ось У дополняет систему до правой.

Таким образом, начало координат и ось Z инерциальной системы и гринвичской системы ПЗ-90.02 совпадают. Взаимное расположение осей X и Y у двух систем характеризуется поворотом вокруг оси Z, связанным с вращением Земли вокруг своей оси, что видно из рисунка 2.6. Угол поворота S называется истинным звездным временем.

Формулы перевода координат и скоростей из гринвичской геоцентрической системы ПЗ-90.02 в инерциальную геоцентрическую систему имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{инерц.}} = [\psi] \times \begin{bmatrix} X \\ y \\ Z \end{bmatrix}_{\Pi 3 - 90.02}, \qquad (2.17)$$

$$\begin{bmatrix} V_{x} \\ V_{y} \\ V_{z} \end{bmatrix}_{\text{IMEDIU}} = [\psi] \times \begin{bmatrix} V_{x} \\ V_{y} \\ V_{z} \end{bmatrix}_{\Pi 3 - 90.02} + \omega \cdot \begin{bmatrix} -Y \\ X \\ 0 \end{bmatrix}_{\text{инерц.}}, \qquad (2.18)$$

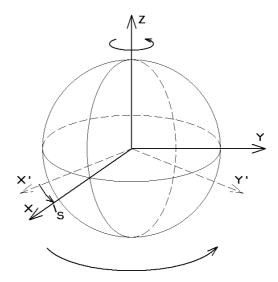


Рисунок 2.6 – Взаимное расположение инерциальной и гринвичской систем координат

Обратное преобразование осуществляется по формулам:

$$\begin{bmatrix} X \\ y \\ Z \end{bmatrix}_{\Pi 3 - 90.02} = [\Psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{инерц,}}, \tag{2.19}$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\Pi 3-90.02} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{инерц.}},$$

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}_{\Pi 3-90.02} = [\psi]^{-1} \times \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}_{\text{инерц.}} + \omega \cdot \begin{bmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{bmatrix}_{\Pi 3-90.02},$$
(2.19)

где  $[\Psi]$ -матрица преобразования:

$$[\psi] = \begin{bmatrix} \cos(S) & -\sin(S) & 0\\ \sin(S) & \cos(S) & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{2.21}$$

 $\omega$  – скорость вращения земли,  $c^{-1}$ ;

S – истинное гринвичское звездное время, с.

Конкретный вид расчетных формул, используемых в разработанном программном комплексе, будет более подробно рассмотрен ниже.

#### Метод расчета положения спутников ГЛОНАСС

ИКД ГЛОНАСС [12, 13, 14] содержит примеры алгоритмов пересчета эфемерид НКА на текущий момент времени, взятые реализованного метода расчета координат. Тем не менее, в различных редакциях ГЛОНАСС описание алгоритма содержит различные ошибки и неточности. Как в формулах, так и в значениях астрономических констант и эмпирических коэффициентов. Ни В одном ИЗ ИКД редакций [12, 13, 14] безошибочный алгоритм. не дан Поэтому предложенные формулы пришлось доработать и изменить на основе сравнения ИКД различных редакций, и с привлечением дополнительных информационных источников, таких как справочники и лекции по астрономии и сферической геометрии [15, 16, 17]. Далее излагается алгоритм расчета положения спутников ГЛОНАСС.

#### Перевод системы координат

Входными данными для расчета координат спутника являются передаваемые в навигационном сообщении координаты спутниках(tэ), y(tэ). ,  $z(t \ni)$  и составляющие вектора скорости  $Vx(t \ni)$ ,  $Vy(t \ni)$ ,  $Vz(t \ni)$ , заданные в гринвичской геоцентрической системе координат ПЗ-90.02. Для расчета траектории спутника требуется перевести эти параметры в абсолютную (инерциальную) систему координат  $OX_0Y_0Z_0$ . Перевод осуществляется по следующим формулам:

$$X_0(t_2) = x(t_2)\cos S(t_2) - y(t_2)\sin S(t_2)$$
 (2.22)

$$Y_0(t_9) = x(t_9)\sin S(t_9) + y(t_9)\cos S(t_9)$$
 (2.23)  
 $Z_0(t_9) = z(t_9)$  (2.24)

$$Z_0(t\mathfrak{d}) = z(t\mathfrak{d}) \tag{2.24}$$

$$Vx_0(t\bar{\vartheta}) = Vx(t\bar{\vartheta})\cos S(t\bar{\vartheta}) - Vy(t\bar{\vartheta})\sin S(t\bar{\vartheta}) - \omega \bar{\vartheta} Y_0(t\bar{\vartheta})$$
 (2.25)

$$Vy_0(t\mathfrak{d}) = Vx(t\mathfrak{d})\sin S(t\mathfrak{d}) + Vy(t\mathfrak{d})\cos S(t\mathfrak{d}) + \omega \mathfrak{d}X_0(t\mathfrak{d})$$
 (2.26)

$$Vz_0(t3) = Vz(t3)$$
 (2.27)  
 $S(t3) = s + \omega_3(t3 - 3h)$  (2.28)

$$S(t9) = s + \omega 3(t9 - 3h)$$
 (2.28)

 $t_3$  – время задания эфемерид, MSK; гле

> **6** - угловая скорость вращения Земли, равная 0.7292115 \* 10-4 рад/с; s - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания  $t_3$ .

Первая неточность, содержащаяся в ИКД и касающаяся расчета размножения эфемерид, заключается в неверно указанных единицах измерения угловой скорости вращения Земли. В ИКД эта величина указана как  $(0.7292115 * 10^{-4} c^{-1})$ , хотя на самом деле, как известно, измеряется в рад/с.

Звездное время соответственно тоже должно быть приведено к углу поворота Земли измеренному в радианах. На данный момент разработки проблемой является отсутствие точного алгоритма расчета звездного времени. На практике приходится использовать звездное время заранее посчитанное с помощью специальных утилит, таких как [18], либо полученное из астрономических справочников.

Численное интегрирование дифференциальных уравнений движения

Пересчет эфемерид потребителем с момента  $t_3$  их навигационном кадре на моменты  $t_{\rm i}$  измерения навигационных параметров интегрирования дифференциальных проводится методом численного уравнений движения спутника, в правых частях которых учитываются ускорения, определяемые константой гравитационного поля Земли ц, второй зональной гармоникой с индексом  $C_{20}$ , характеризующей полярное сжатие Земли, а также ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений.

Уравнения движения интегрируются в прямоугольной абсолютной (инерциальной) геоцентрической системе координат  $OX_0Y_0Z_0$ , связанной с текущим экватором и точкой весеннего равноденствия, методом Рунге-Кутта четвертого порядка и имеют вид:

$$\frac{\mathrm{dX}_0}{\mathrm{dt}} = \mathrm{Vx}_0,\tag{2.29}$$

$$\frac{dY_0}{dt} = Vy_0, \tag{2.30}$$

$$\frac{dY_0}{dt} = Vy_0,$$

$$\frac{dZ_0}{dt} = Vz_0,$$
(2.30)

$$\frac{dVx_0}{dt} = -\overline{\mu}\overline{X_0} + \frac{3}{2}C_{20}\overline{\mu}\overline{X_0}\rho^2(1 - 5\overline{Z_0}) + j_{X_0c} + j_{X_0\pi},$$
 (2.32)

$$\frac{dVy_0}{dt} = -\overline{\mu}\overline{Y_0} + \frac{3}{2}C_{20}\overline{\mu}\overline{Y_0}\rho^2(1 - 5\overline{Z_0}) + j_{Y_0c} + j_{Y_0\pi}, \tag{2.33}$$

$$\frac{dVx_0}{dt} = -\overline{\mu}\overline{Z_0} + \frac{3}{2}C_{20}\overline{\mu}\overline{Z_0}\rho^2(3 - 5\overline{Z_0}) + j_{Z_0c} + j_{Z_0\pi}, \tag{2.34}$$

где

$$\overline{\mu} = \frac{\mu}{r^2},\tag{2.35}$$

$$\overline{X_0} = \frac{X_0}{r},\tag{2.36}$$

$$\overline{Y_0} = \frac{Y_0}{r},\tag{2.37}$$

$$\overline{Z_0} = \frac{Z_0}{r},\tag{2.38}$$

$$\rho = \frac{a_e}{r_0},\tag{2.39}$$

$$\rho = \frac{a_e}{r_0},$$

$$r_0 = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2},$$
(2.39)

 $j_{X_0c}, j_{Y_0c}, j_{Z_0c}$  - ускорения от солнечных гравитационных возмущений;  $j_{X_0\pi}, j_{Y_0\pi}, j_{Z_0\pi}$  - ускорения от лунных гравитационных возмущений;

C<sub>20</sub> - коэффициент при второй зональной гармонике разложения в ряд по сферическим функциям, равный геопотенциала минус  $1082.62575 \cdot 10^{-6}$  ( $C_{20} = \sqrt{5} * \overline{C}_{20}$ , где  $C_{20}$  – нормализованное значение гармонического коэффициента при второй зональной гармонике, равное 484.16495·10<sup>-6</sup>).

Расчет лунных и солнечных ускорений

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам:

$$j_{X_0 k} = \overline{\mu}_k \left[ \left( \xi_{0 K \ni} - \overline{X}_{0 K} \right) * \Delta_{0 K}^{-3} - \xi_{0 K \ni} \right] 
 j_{Y_0 k} = \overline{\mu}_k \left[ \left( \eta_{0 K \ni} - \overline{Y}_{0 K} \right) * \Delta_{0 K}^{-3} - \eta_{0 K \ni} \right]$$
(2.41)

$$j_{Y_0 k} = \overline{\mu}_k \left[ \left( \eta_{0 K \ni} - \overline{Y}_{0 K} \right) * \Delta_{0 K}^{-3} - \eta_{0 K \ni} \right]$$
 (2.42)

$$j_{Z_0k} = \overline{\mu}_k \left[ \left( \zeta_{0K9} - \overline{Z}_{0K} \right) * \Delta_{0K}^{-3} - \Im_{0K9} \right]$$
 (2.43)

$$\overline{\mu}_{K} = \frac{\mu_{K}}{r_{0K9}^{2}},$$
(2.44)

$$\overline{X}_{0K} = \frac{X_0}{r_{0K2}},$$
 (2.45)

$$\overline{Y}_{0K} = \frac{Y_0}{r_{0K9}},\tag{2.46}$$

$$\overline{Z}_{0K} = \frac{Z_0}{r_{0K2}},$$
 (2.47)

$$\Delta_{0K}^{2} = (\xi_{0K9} - \overline{X}_{0K})^{2} + (\eta_{0K9} - \overline{Y}_{0K})^{2} + (\Im_{0K9} - \overline{Z}_{0K})^{2}$$
(2.48)

где K – индекс возмущающего тела,  $\kappa$  =  $\pi$  для Луны и  $\kappa$  =  $\kappa$  для Солнца;

 $\xi_{0\, \text{K3}},\ \eta_{0\, \text{K3}},\ \mathfrak{I}_{0\, \text{K3}},\ r_{0\, \text{K3}}$  - направляющие косинусы и радиус-вектор возмущающих тел в системе OXoYoZo на момент  $t_3$ ,

 $\mu_{\pi}$  константа гравитационного поля Луны, равная 4902.835 км/с<sup>2</sup>;

 $\mu_{c}$  — константа гравитационного поля Солнца, равная  $0.1325263 \cdot 10^{12} \ \mathrm{km}^3/\mathrm{c}^2$ .

Входящие в (2.41) - (2.48) величины  $\xi_{0 \text{ K3}}$ ,  $\eta_{0 \text{ K3}}$ ,  $\xi_{0 \text{ K3}}$ ,  $r_{0 \text{ K3}}$  вычисляются один раз (на момент времени  $t_{2}$ ) на весь интервал размножения. Формулы были взяты из [12, 13, 14] и позже уточнены по [15, 16], где они представлены для сферических координат. Уточнение выявило ряд грубых ошибок в описании формул ГЛОНАСС.

Формулы для расчета  $\xi_{0 \text{ K3}}, \ \eta_{0 \text{ K3}}, \ \Im_{0 \text{ K3}}, \ r_{0 \text{ K3}}$ :

$$\xi_{0,\Pi_3} = \sin(\theta_{\Pi} + \Gamma') \, \xi_{11} + \cos(\theta_{\Pi} + \Gamma') \, \xi_{12}, \tag{2.49}$$

$$\eta_{0,\Pi_{3}} = \sin(\theta_{\Pi} + \Gamma')\eta_{11} + \cos(\theta_{\Pi} + \Gamma')\eta_{12}, \tag{2.50}$$

$$\mathfrak{J}_{0,\Pi 3} = \sin(\theta_{\Pi} + \Gamma') \mathfrak{J}_{11} + \cos(\theta_{\Pi} + \Gamma') \mathfrak{J}_{12}, \tag{2.51}$$

$$\xi_{0_{C3}} = \cos \theta_{C} \cdot \cos \omega_{C} - \sin \theta_{C} \cdot \sin \omega_{C}, \tag{2.52}$$

$$\eta_{0_{\mathsf{C}3}} = (\sin \theta_{\mathsf{C}} \cdot \cos \omega_{\mathsf{C}} - \cos \theta_{\mathsf{C}} \cdot \sin \omega_{\mathsf{C}}) \cos \varepsilon, \qquad (2.53)$$

$$\mathfrak{F}_{0C3} = (\sin \theta_{C} \cdot \cos \omega_{C} - \cos \theta_{C} \cdot \sin \omega_{C}) \sin \varepsilon,$$
 (2.54)

$$r_{0KA} = a_K \cdot (1 - e_K \cos E_K), \quad (K = \Pi, C),$$
 (2.55)

где

$$E_K = q_K + e_K \sin E_K \tag{2.56}$$

$$\sin \theta_{K} = \sqrt{(1 - e_{K}^{2})} \sin E_{K} (1 - e_{K} \cos E_{K})^{-1},$$
 (2.57)

$$\cos\theta_{\kappa} = (\cos E_{\kappa} - e_{\kappa})(1 - e_{\kappa} \cos E_{\kappa})^{-1}, \qquad (2.58)$$

$$\xi_{11} = \sin\Omega_{\pi} \cdot \cos\Omega_{\pi} (1 - \cos i_{\pi}), \tag{2.59}$$

$$\xi_{12} = 1 - \sin^2 \Omega_{\pi} (1 - \cos i_{\pi}), \tag{2.60}$$

$$\eta_{11} = \xi^* \cos \varepsilon - \mathfrak{J}^* \sin \varepsilon, \tag{2.61}$$

$$\eta_{12} = \xi_{11} \cos \varepsilon + \eta^* \sin \varepsilon, \qquad (2.62)$$

$$\mathfrak{J}_{11} = \xi^* \sin \varepsilon + \mathfrak{J}^* \cos \varepsilon,$$
 (2.63)

$$\mathfrak{J}_{12} = \xi_{11} \sin \varepsilon - \eta^* \cos \varepsilon, \tag{2.64}$$

$$\xi^* = 1 - \cos^2 \Omega_{\pi} (1 - \cos i_{\pi}), \tag{2.65}$$

$$\eta^* = \sin \Omega_{\pi} \cdot \cos i_{\pi}, \tag{2.66}$$

$$\mathfrak{J}^* = \cos \Omega_{\pi} \cdot \sin i_{\pi}, \tag{2.67}$$

$$q_K = q_{0K} + q_{1K} \cdot T, \qquad (2.68)$$

$$\Omega_{\Pi} = \Omega_{0\Pi} + \Omega_{1\Pi} \cdot \mathsf{T},\tag{2.69}$$

$$\Gamma' = \Gamma'_0 + \Gamma'_1 \cdot T, \tag{2.70}$$

$$T = (27392,375 + \Sigma_{\text{MH}} + t \cdot 86400^{-1}) \cdot 36525^{-1}, \tag{2.71}$$

где

 $a_{\pi}$  - большая полуось орбиты Луны, равная  $3.84385243 \cdot 10^5$ км;

```
ас - большая полуось «орбиты» Солнца, равная 1.49598\cdot10^8 км; e_{\pi} - эксцентриситет лунной орбиты, равный 0.054900489; ас — эксцентриситет солнечной «орбиты», равный 0.016719; i_{\pi} — наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики, равное 5^{\circ} 08' 43''.4; \varepsilon - средний наклон эклиптики к экватору, равный 23^{\circ}26'33''; q_{0\pi} = -63^{\circ}53'43''.41; q_{1\pi} = 477198^{\circ}50'56'',79; \Omega_{0\pi} = 259^{\circ}10'59''.79; \Omega_{1\pi} = 1934^{\circ}08'31''.23; \Gamma'_{0} = 334^{\circ}19'46''.40; \Gamma'_{1} = 4069^{\circ}02'02'',52; \omega_{\text{C}} = 281^{\circ}13'15'',0 + 6189'',03T, q_{0\text{C}} = 358^{\circ}28'33'',04; q_{1\text{C}} = 129596579'',10;
```

T — время от основной эпохи 1900 , янв.0,5 до момента задания эфемерид  $t_3$  в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;

27392.375 - число дней от основной эпохи 1900, янв.0,5 до эпохи 1975, янв.0 с учетом трех часов при пересчете московского времени (MSK)  $t_3$  в гринвичское (GMT);

 $\Sigma_{\text{дн}}$  - сумма дней от 0ч эпохи 1975 г. янв.0. (MSK) до 0 ч текущей даты (MSK), к которой относится время tэ (отсчет начала дат по московскому декретному времени).

В случаи расхождения формул в разных источниках, осуществлялась проверка методом эмпирического поиска наиболее точных вариантов. Для этого использовалось свойство направляющих косинусов. Как известно  $\xi_{0\,\mathrm{K3}}^2 + \eta_{0\,\mathrm{K3}}^2 + \mathfrak{I}_{0\,\mathrm{K3}}^2 = 1$ . По этому выбирались варианты формул, удовлетворяющие условию  $\xi_{0\,\mathrm{K3}}^2 + \eta_{0\,\mathrm{K3}}^2 + \mathfrak{I}_{0\,\mathrm{K3}}^2 - 1 = min$ .

Так было установлено, что формула (2.64) имеет правильный вид в источниках [12, 13], представленный здесь. В то время как в [14] она выглядит как  $\mathfrak{F}_{12} = \xi_{11} \sin \varepsilon + \eta^* \cos \varepsilon$ .

Константа  $\Gamma'_0$  только в [13] имеет правильный знак. В [12, 14] она стоит с отрицательным знаком.

#### 2.4 Определение ионосферной задержки радиосигнала

При использовании двухчастотного навигационного приемника ионосферная задержка радиосигнала рассчитывается следующим образом:

$$\Delta L_{HOH} = \frac{f_2^2 \left( L_{H3M(2)} - L_{H3M(1)} \right)}{f_1^2 - f_2^2}, \qquad (2.72)$$

где  $L_{_{\mathit{ИЗM}\,(1)}}$  — измеренная радиоприемным устройством дальность до навигационного спутника в диапазоне L1, м;

 $L_{_{\mathit{ИЗM}(2)}}$  — измеренная радиоприемным устройством дальность до навигационного спутника в диапазоне L2, м;

 $f_1$  — несущая частота радиосигнала в диапазоне L1, Гц;

 $f_2$  — несущая частота радиосигнала в диапазоне L2,  $\Gamma$ ц.

В случае одночастотных измерений:

$$\Delta L_{HOH} = \frac{-40.4 \cdot TEC}{f_{1}^{2} \left[ 1 - \left( \frac{R \cdot \cos \beta}{R + z_{\text{max}}} \right)^{2} \right]^{0.5}},$$
(2.73)

где TEC — полное электронное содержание ионосферы, м $^{-2}$ ;

 $L_{{\scriptscriptstyle H3M}(2)}$  — измеренная радиоприемным устройством дальность до

навигационного спутника в диапазоне L2, м;

Р средний радиус Земли, равный 6371221 м;

 $z_{\rm max}$  — высота максимума слоя ионосферы, равная 432500 м.

## 3 Модели распространения радиоволн в тропосфере

Поскольку параметр  $T_m$  в формуле (2.12) по определению равен [10]:

$$T_{m} = \frac{\int_{0}^{\infty} \frac{e}{T} dz}{\int_{0}^{\infty} \frac{e}{T^{2}} dz},$$
(3.1)

то значения данного параметра определяются вертикальным распределением влажности и сильно зависят от приземной температуры воздуха. Параметр  $T_m$  сильно зависит от значения приземной температуры и эта зависимость может быть представлена в виде линейной функции:

$$T_m = a + b \cdot T_0, \tag{3.2}$$

где  $T_0$  – приземная температура воздуха (на высоте 2 м), К.

На основе статистической обработки данных радиозондирования над территорией США в диапазоне широт от  $27^{\circ}$  до  $65^{\circ}$  с.ш. получены значения a = 70.2 K, b = 0.72 [19]. Проведенные расчеты коэффициентов a и b для некоторых пунктов на территории России представлены в Таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Результаты расчета коэффициентов a и b формулы (3.2)

Пункт	a, K	b
Санкт-Петербург	65.48±0.83	0.73±0.01
Бологое	63.28±1.01	$0.74\pm0.01$
Великие Луки	76.23±0.91	$0.70\pm0.01$
Казань	67.35±0.80	0.72±0.01
Смоленск	$67.39\pm0.89$	0.73±0.01
Typa	107.23±0.95	0.58±0.01
Ванавара	$100.74 \pm 1.07$	$0.60\pm0.01$
Вилюйск	95.65±0.80	0.62±0.01
Оленек	109.16±0.90	0.57±0.01

## 3.1. Модели отображающих функций

Отображающая функция по определению равна:

$$m_{\Gamma C}(\beta) = \frac{\Delta L_{\Gamma C}(\beta)}{\Delta L_{\Gamma C}(90^{\circ})} = \frac{\int_{0}^{L} \rho \, dl}{\int_{0}^{\infty} \rho \, dz}.$$
 (3.3)

Ифадисом [20] получена эмпирическая зависимость, применимая в диапазоне углов места от 90° до 5° (при  $\beta$ =5° среднеквадратическая ошибка определения задержки радиосигнала составляет 2.2 см):

$$m_{C}(\beta) = \frac{1}{\sin \beta + \frac{a}{\sin \beta + c}},$$
(3.4)

где  $a=1.237\cdot 10^{-3}+1.316\cdot 10^{-9}\cdot \left(P_{\scriptscriptstyle 0}-10^{\scriptscriptstyle 5}\right)+1.378\cdot 10^{-6}\cdot \left(T_{\scriptscriptstyle 0}-288.15\right)+8.057\cdot 10^{-7}\cdot \sqrt{e_{\scriptscriptstyle 0}}\;;$   $b=3.333\cdot 10^{-3}+1.946\cdot 10^{-9}\cdot \left(P_{\scriptscriptstyle 0}-10^{\scriptscriptstyle 5}\right)+1.040\cdot 10^{-7}\cdot \left(T_{\scriptscriptstyle 0}-288.15\right)+1.747\cdot 10^{-8}\cdot \sqrt{e_{\scriptscriptstyle 0}}\;;$   $c=0.078\;;$ 

 $T_{0}\,$  – приземная температура воздуха, К;

 $e_0$  – приземное значение парциального давления водяного пара, Па.

Отображающая функция, показывающая зависимость задержки сигнала во влажном воздухе от угла места спутника, может быть определена по формуле Ифадиса [20]:

$$m_{\Pi}(\beta) = \frac{1}{\sin \beta + \frac{a}{\sin \beta + \frac{b}{\sin \beta + c}}},$$
(3.5)

где  $a = 5.236 \cdot 10^{-4} + 2.471 \cdot 10^{-9} \cdot \left(P_0 - 10^5\right) + 1.724 \cdot 10^{-7} \cdot \left(T_0 - 288.15\right) + 1.328 \cdot 10^{-6} \cdot \sqrt{e_0} \; ;$   $b = 1.705 \cdot 10^{-3} + 7.384 \cdot 10^{-9} \cdot \left(P_0 - 10^5\right) + 3.767 \cdot 10^{-7} \cdot \left(T_0 - 288.15\right) + 2.147 \cdot 10^{-6} \cdot \sqrt{e_0} \; ;$   $c = 0.05917 \; .$ 

3.2 Численная модель оценки тропосферной задержки по аэрологическим данным

В предположении сферически-слоистой атмосферы для расчета пространственной задержки радиосигнала в тропосфере может быть использована следующая формула:

$$\Delta L(\beta) = \int_{0}^{\infty} \frac{n(z) - 1}{\sqrt{1 - \frac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta}{(R+z)^2 \cdot n^2(z)}}} dz$$
(3.6)

где  $\Delta L$  — пространственная задержка сигнала в тропосфере, м;

 $\beta$  — угол места навигационного спутника;

*R* – радиус кривизны Земли, м;

n(z) — вертикальный профиль показателя преломления радиоволн;

 $n_0$  — показатель преломления радиоволн у земной поверхности.

Показатель преломления радиоволн зависит от концентрации молекул азота, кислорода, углекислого газа, водяного пара и температуры воздуха:

$$n = 1 + \frac{k_1 \cdot (P - e)}{T} + \frac{k_2 \cdot e}{T} + \frac{k_3 \cdot e}{T^2} , \qquad (3.7)$$

где  $k_1 = 7.76 \cdot 10^{-7}$ ;

 $k_2 = 7.20 \cdot 10^{-7} ;$ 

 $k_3 = 3.75 \cdot 10^{-3} [12,13,14];$ 

Р – атмосферное давление, Па;

T — температура воздуха, K;

е – парциальное давление водяного пара, Па.

Для получения профиля показателя преломления используются данные аэрологического зондирования атмосферы. Поскольку данные представлены с переменным шагом по высоте, то используется аппроксимация метеопараметров отдельно в каждом слое. Так, профиль температуры воздуха, задается убывающим с высотой по линейному закону:

$$T_i = T_{i-1} - \gamma \cdot \Delta z \quad . \tag{3.8}$$

Вертикальное распределение атмосферного давления может быть получено из предположения гидростатического профиля плотности воздуха:

$$P_{i} = P_{i-1} \cdot \left(\frac{T_{i}}{T_{i-1}}\right)^{\frac{g}{R_{d} \cdot y \cdot [1 + \overline{q} \cdot R_{d}/R_{v}]}}, \qquad (3.9)$$

где  $\bar{q} = \frac{q_i - q_{i-1}}{\ln \left(\frac{q_i}{q_{i-1}}\right)} - \text{среднее значение массовой доли водяного пара между}$  слоями i и i-1 .

## 3.3 Банк данных аэрологического зондирования атмосферы

Для целей апробации разрабатываемых методов дистанционного зондирования атмосферы был создан банк данных аэрологического радиозондирования атмосферы. Кроме того, использование данных радиозондирования позволяет получить надежную информацию о пространственной корреляционной функций основных метеорологических параметров, которая используется при восстановлении вертикального профиля содержания водяного пара в атмосфере.

В качестве системы управления базой данных (СУБД) выбрана некоммерческая реляционная СУБД MySQL фирмы Sun, которая позволяет осуществлять надежное хранение информации и оперативный доступ к аэрологическим данным.

Была разработана структура аэрологического банка данных и создана соответствующая база данных, в которой хранится информация о пяти параметрах состояния атмосферы:

- а) температура воздуха, К;
- б) атмосферное давление, Па;

- в) парциальное давление водяного пара, Па;
- г) скорость ветра, м/с;
- д) направление ветра, градус.

Для создания базы данных был создан пакетный файл "aero.sql", содержащий SQL-команды. Использование в базе данных методов индексации позволяет увеличить скорость доступа к данным, что существенно при обработке данных за длительный интервал времени.

Использование СУБД MySQL, поддерживающей язык структурированных запросов SQL позволяет в дальнейшем реализовать взаимодействие программных средств с базой данных через стандартные средства работы с базами данных, что существенно сократит время создания и отладки программных средств анализа данных.

К настоящему времени в состав банка аэрологических данных входят результаты более 200 тыс. радиозондирований атмосферы над территорией России за последние 25-30 лет. Состав банка данных приведен в Таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Состав банка аэрологических данных

Индекс станции	Название	Число радиозондирований
26298	Бологое	18381
22820	Петрозаводск	18535
26477	Великие Луки	17202
27595	Казань	24901
26781	Смоленск	20694
24507	Тура	18827
24908	Ванавара	15111
24641	Вилюйск	18543
20744	Малые Кармакулы	17429
24125	Оленек	17146
26063	Санкт-Петербург	28936

# 4 Результаты численного моделирования тропосферных задержек радиосигналов

В ходе проведенных исследований получены результаты, приведенные в Таблицах 4.1 - 4.4:

Таблица 4.1 - Величина среднеквадратичной ошибки для между вертикальными тропосферными задержками с аэрологической станцией 26298 (Бологое) и станцией IGS MDVJ (Менделеево). Расстояние между станциями 270 км

26298 (Бологое) - MDVJ (Менделеево)	Модель		
Месяц	Саастамойнен	Хопфильд	Аэрология
1	0.019	0.025	0.027
2	0.019	0.025	0.024
3	0.020	0.027	0.019
4	0.025	0.031	0.025
5	0.029	0.032	0.031
6	0.029	0.032	0.029
7	0.029	0.031	0.032
8	0.032	0.034	0.035
9	0.030	0.034	0.036
10	0.027	0.032	0.031
11	0.023	0.028	0.029
12	0.021	0.028	0.026

Таблица 4.2 - Величина среднеквадратичной ошибки между вертикальными тропосферными задержками с аэрологической станцией 26063 (Санкт-Петербург) и станцией IGS SVTL (Светлое). Расстояние между станциями 100 км

26063 (Санкт- Петербург) - SVTL (Светлое)		Модель	
Месяц	Саастамойнен	Хопфильд	Аэрология
1	0.016	0.015	0.009
2	0.016	0.014	0.010
3	0.016	0.015	0.011
4	0.017	0.016	0.012
5	0.022	0.021	0.016
6	0.023	0.023	0.020
7	0.027	0.026	0.023
8	0.025	0.025	0.023
9	0.025	0.027	0.018
10	0.021	0.023	0.016
11	0.021	0.020	0.011
12	0.018	0.017	0.012

Таблица 4.3 - Величина средней ошибки для между вертикальными тропосферными задержками с аэрологической станцией 26298 (Бологое) и станцией IGS MDVJ (Менделеево). Расстояние между станциями 270 км

26298 (Бологое) - MDVJ (Менделеево)		Модель	
Месяц	Саастамойнен	Хопфильд	Аэрология
1	0.011	0.020	0.014
2	0.012	0.020	0.016
3	0.014	0.023	0.014
4	0.016	0.025	0.015
5	0.009	0.017	0.010
6	0.012	0.018	0.010
7	0.009	0.014	0.012
8	0.012	0.017	0.013
9	0.014	0.021	0.015
10	0.012	0.020	0.015
11	0.010	0.019	0.018
12	0.013	0.022	0.016

Таблица 4.4 - Величина средней ошибки между вертикальными тропосферными задержками с аэрологической станцией 26063 (Санкт-Петербург) и станцией IGS SVTL (Светлое). Расстояние между станциями 100 км

26063 (Санкт- Петербург) - SVTL (Светлое)		Модель	
Месяц	Саастамойнен	Хопфильд	Аэрология
1	-0.006	0.003	-0.004
2	-0.008	0.001	-0.005
3	-0.006	0.003	-0.006
4	-0.007	0.002	-0.006
5	-0.007	0.001	-0.005
6	-0.006	0.000	-0.008
7	-0.008	-0.003	-0.009
8	-0.004	0.000	-0.004
9	0.002	0.009	0.003
10	0.001	0.009	0.000
11	-0.007	0.002	-0.003
12	-0.006	0.003	-0.004

В ходе исследования был получен временной ход значений вертикальной тропосферной задержки и значения ее ошибки для четырех станций. Кроме того, были рассчитаны отношения между вертикальными задержками и их ошибками, полученными по разным моделям. Полученные результаты представлены на рисунках 4.1 - 4.16

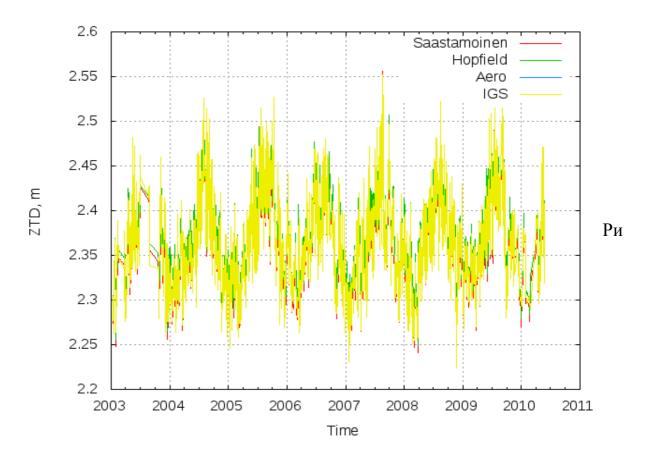


Рисунок 4.1 - Временной ход вертикальной тропосферной задержки на станции Санкт-Петербург для четырех моделей

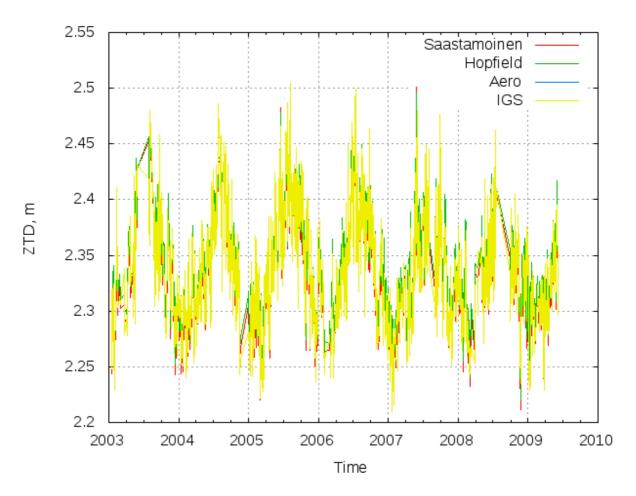


Рисунок 4.2 - Временной ход вертикальной тропосферной задержки на станции Бологое для четырех моделей

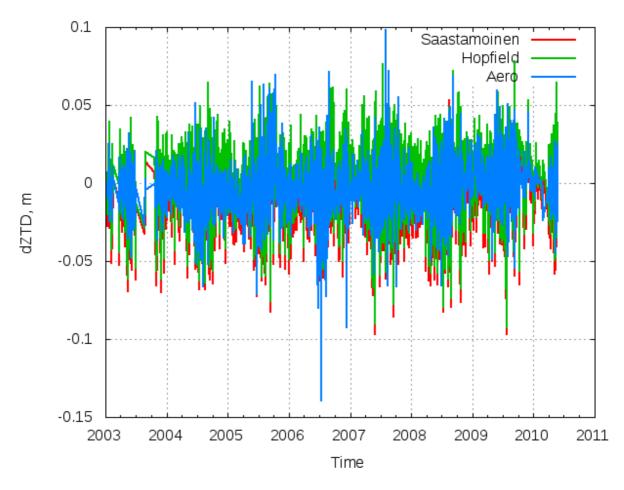


Рисунок 4.3 - Временной ход ошибок измерения вертикальной тропосферной задержки на станции Санкт-Петербург по отношению к данным igs

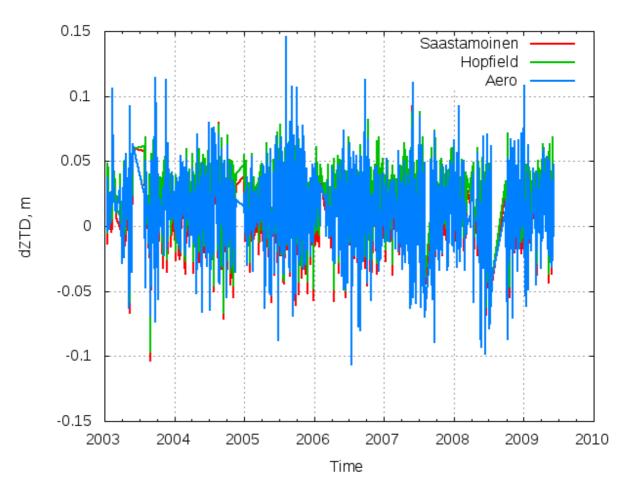


Рисунок 4.4 - Временной ход ошибок измерения вертикальной тропосферной задержки на станции Бологое по отношению к данным сети igs

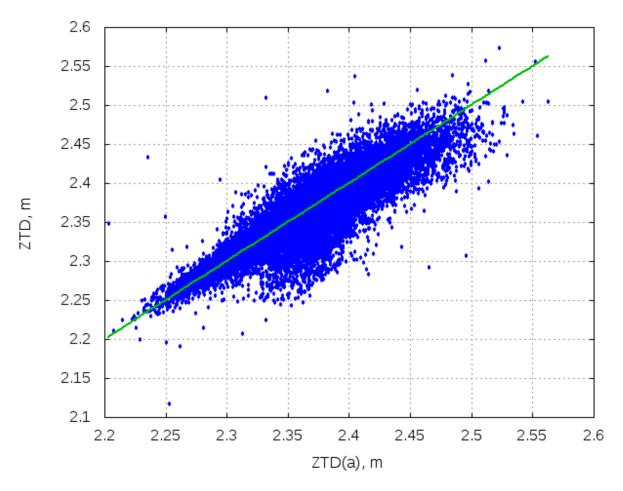


Рисунок 4.5 - Соотношение тропосферных задержек по модели Саастамойнена и данными аэрологии на станции Санк-Петербург

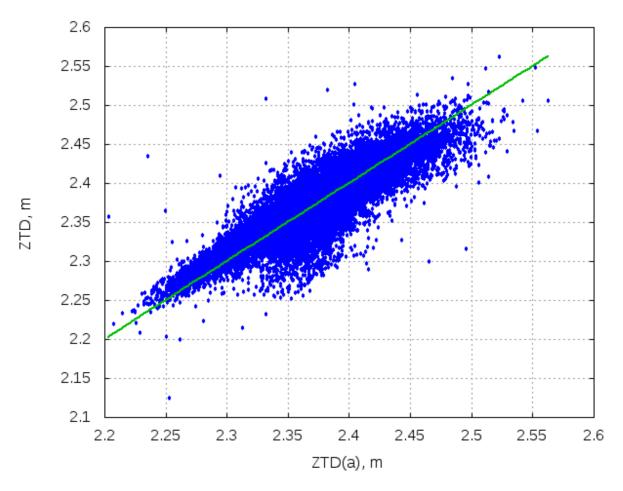


Рисунок 4.6 - Соотношение тропосферных задержек по модели Хопфилд и данными аэрологии на станции Санк-Петербург

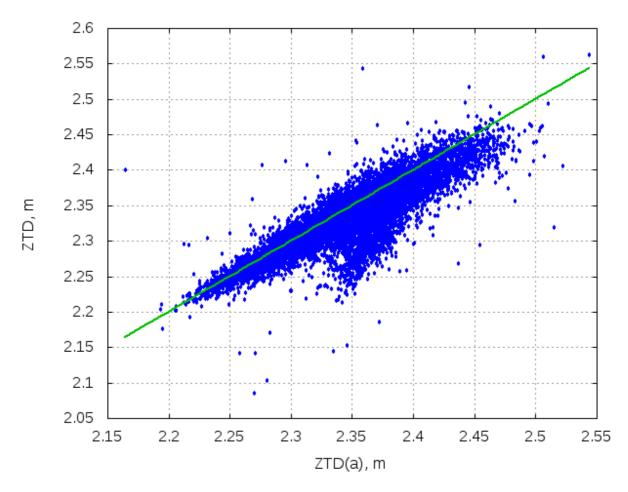


Рисунок 4.7 - Соотношение тропосферных задержек по модели Саастамойнена и данными аэрологии на станции Бологое

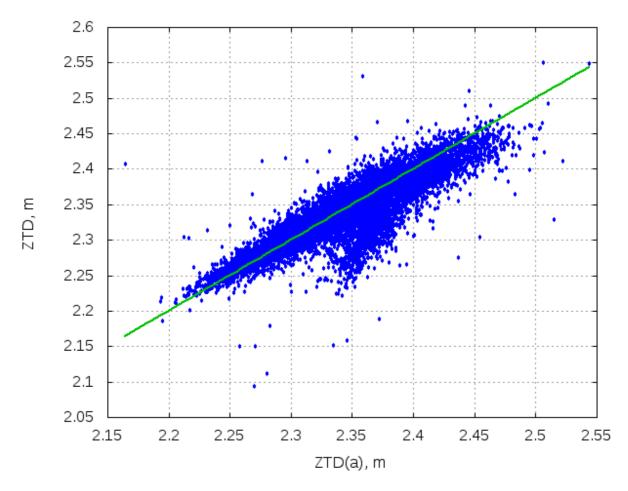


Рисунок 4.8 - Соотношение тропосферных задержек по модели Хопфилд и данными аэрологии на станции Бологое

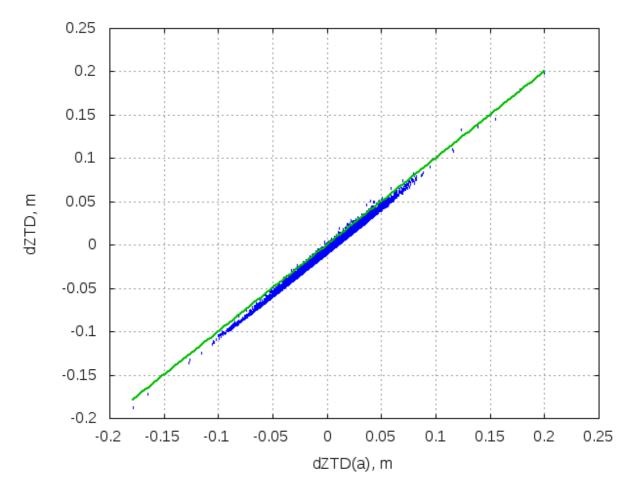


Рисунок 4.9 - Взаимное соотношение ошибок измерения тропосферных задержек моделей Хопфилд и Саастамойнена на станции Санкт-Петербург

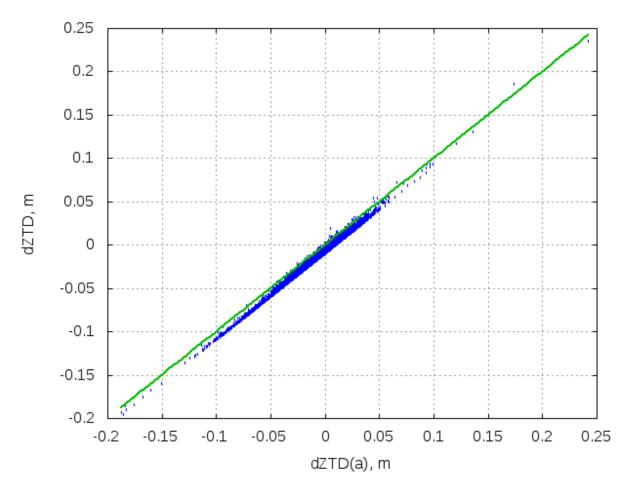


Рисунок 4.10 - Взаимное соотношение ошибок измерения тропосферных задержек моделей Хопфилд и Саастамойнена на станции Бологое

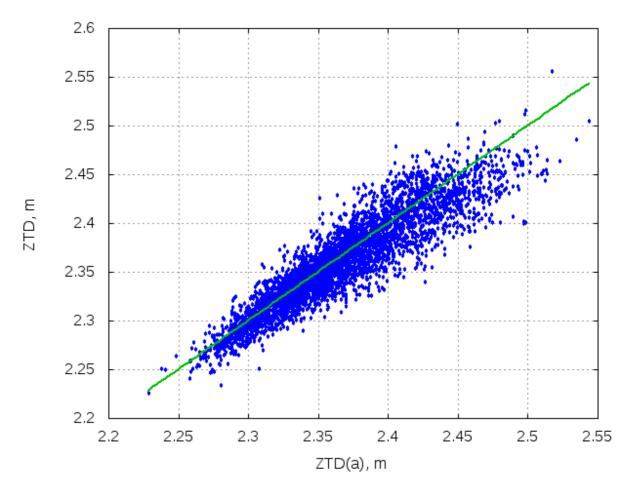


Рисунок 4.11 - Соотношение тропосферных задержек по модели Саастамойнена и данными сети igs на станции Санк-Петербург

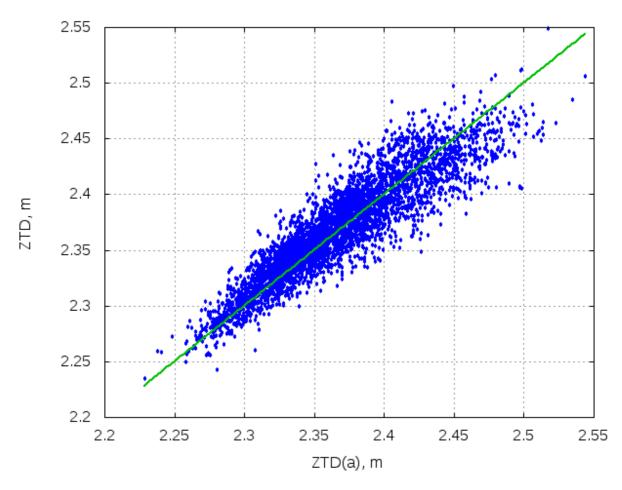


Рисунок 4.12 - Соотношение тропосферных задержек по модели Хопфилд и данными сети igs на станции Санк-Петербург

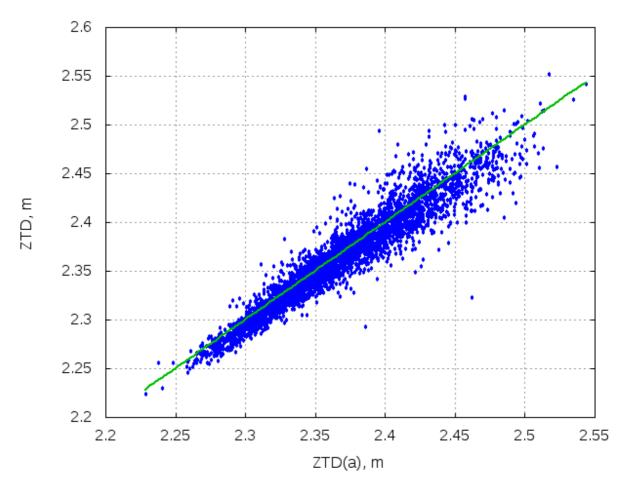


Рисунок 4.13 - Соотношение тропосферных задержек по аэрологическим данным и данными сети igs на станции Санк-Петербург

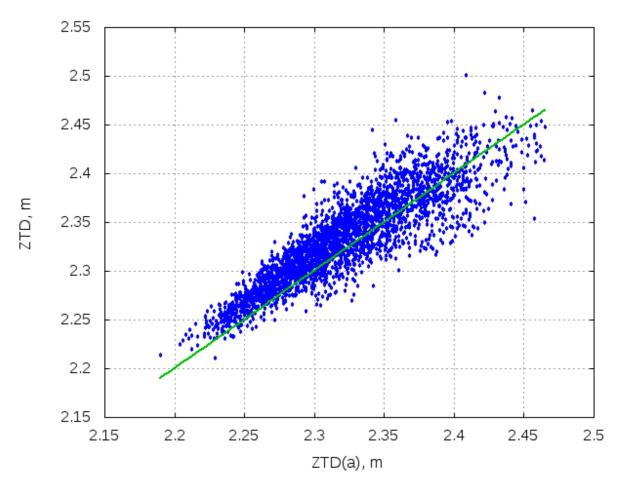


Рисунок 4.14 - Соотношение тропосферных задержек по модели Саастамойнена и данными сети igs на станции Бологое

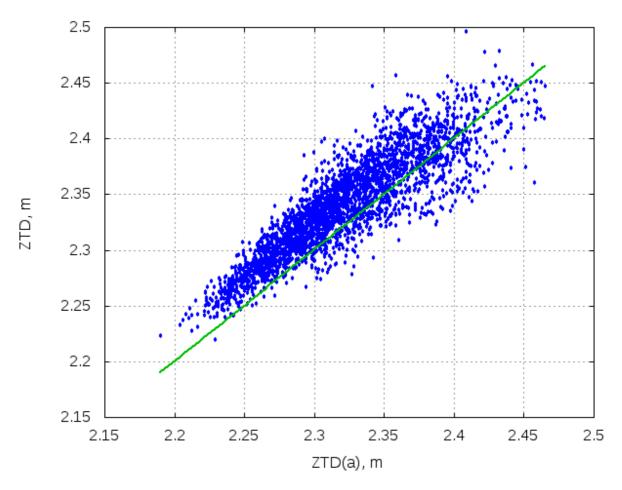


Рисунок 4.15 - Соотношение тропосферных задержек по модели Хопфилд и данными сети igs на станции Бологое

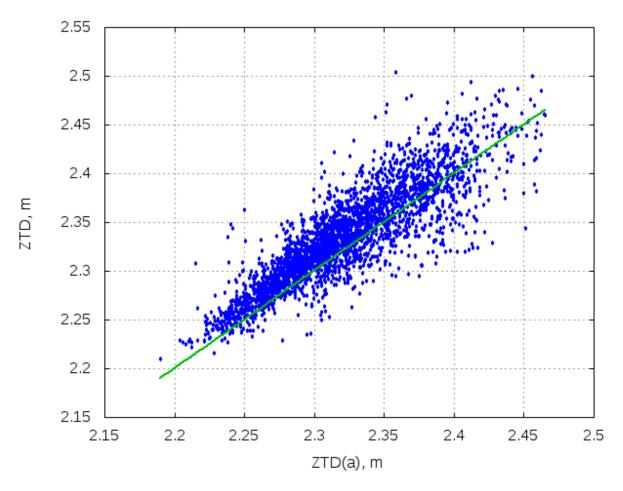


Рисунок 4.16 - Соотношение тропосферных задержек по аэрологическим данным и данными сети igs на станции Бологое

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований получены следующие результаты:

- создано специализированное программное обеспечение реализующее тропосферные модели Саастамойнена и Хопфилда;
- разработан алгоритм и реализован программный комплекс для расчета тропосферных задержек по данным аэрологического зондирования атмосферы;
- создан банк данных о тропосферных задержках, полученных сетью IGS;
- проведен анализ полученных результатов, который показывает,
   что использование аэрологических данных позволяет более точно учитывать
   влияние тропосферы на распространение навигационных сигналов.

Трудность реализации метода заключается в необходимости распространения аэрологической информации пользователям навигационных приемных устройств.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Вахнин, А.В. Дипломная работа «Программно-аппаратный комплекс томографии атмосферы радиосигналами ГЛОНАСС/ GPS» [Текст] / А.В. Вахнин СПб., 2010. 84 с.
- 2 Нгуен, Т.Т. Выпускная квалификационная работа бакалавра «Система дистанционного зондирования водяного пара сетью наземных навигационных приемников» [Текст] / Т.Т. Нгуен СПб., 2010. 84 с.
- 3 Гансвинд, И.Н. Глобальные навигационные спутниковые системы [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.chronos.msu.ru/nameindex/gansvind.html
- 4 Спутниковая навигация пользовательское оборудование ГЛОНАСС // Спутниковые технологии навигации и связи [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.sat-tech.ru/glonass-gps.shtml
- 5 Антонович, К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии [Текст] / К.М. Антонович, Москва: ФГУП «Картгеоцентр», 2006. Т.2. 360 с.
- 6 Фролова, Е.К. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук «Методика учета влияния тропосферы на точность спутниковых координатных определений» [Текст] / Е.К. Фролова Новосибирск, 2007. 146 с.
- 7 Соловьев, Ю.А. Системы спутниковой навигации [Текст] / Ю.А Соловьев М.: Эко-Трендз. 2000. 267 с.
- 8 Харисов, В.Н. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС [Текст] / В.Н. Харисова, А.И. Перов, В.А. Болдина М.: ИПРЖР. 1998. 400 с.
- 9 Титов, О.А. Математические методы обработки наблюдений [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://window.edu.ru

- 10 Eresmaa, R. Exploiting ground-based measurements of the global positioning system for numerical weather prediction [Text] / R. Eresmaa // Finnish Meteorological Institute Contribution. − 2007. − №61. − P.10-140.
- 11 Thayer, G.D. An improved equation for the radio refractive index of air [Text] / G.D. Thayer // Radio Science. Vol.9(10). 1974. P.803 807.
- 12 Колмогоров, А.Н. Локальная структура турбулентности в несжимаемой жидкости при очень больших числах Рейнольдса [Текст] / А.Н. Колмогоров // Докл. АН СССР. 1941. Т. 30, №4. С. 299-303.
- 13 Чукин, В.В. Исследование атмосферы методом электромагнитного просвечивания [Текст] / В.В. Чукин СПб.: РГГМУ, 2004. 107 с.
- 14 Татарский, В.И. Распространение радиоволн в турбулентной атмосфере [Текст] / В.И. Татарский М.: Наука, 1967. 548 с.
- 15 Каган, Р.Л. Статистическая структура аномалий аэрологических полей над Североамериканским континентом [Текст] / Р.Л. Каган, К.М. Лугина // Труды ГГО. 1968. Вып.228. С.98 120.
- 16 Мелешко, В.П. Расчет некоторых статистических характеристик для полей температуры и влажности. [Текст] / В.П. Мелешко, И.П. Гусева // Труды ГГО. 1964. Вып. 165. С. 40 46.
- 17 Smith, E.K. The constants in the equation for atmospheric refractive index at radio frequencies [Text] / E.K.Smith, S. Weintraub // Proceedings of Proc. IRE. 1953. Vol.41. P.1035 1037.
- 18 Boudouris, G. On the index of refraction of air, the absorption and dispersion of centimeter waves by gases [Text] / G. Boudouris // Journal of Research of the National Bureau of Standards 67D(6). 1963. P.631 684.
- 19 Гандин, Л.С Объективный анализ метеорологических полей [Текст] / Л.С. Гандин Л., Гидрометеоиздат, 1963. 287 с.
- 20 Гандин, Л.С. Статистические методы интерпретации метеорологических данных [Текст] / Л.С. Гандин, Р.Л. Каган Л.: Гидрометеоиздат, 1976.-358 с.