Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное агентство по образованию
ГОУ ВПО
РОССИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
(РГГМУ)

Допущен к защите

Зав. кафедрой
докт.физ.-мат. наук, проф.
А.Д. Кузнецов

Кафедра экспериментальной физики
атмосферы

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

Алгоритмы обработки данных дистанционного зондирования атмосферы, полученных с помощью глобальной навигационной спутниковой системы

Выполнил И.В.Богомолов,
гр. И-539
Руководитель канд. физ.-мат. наук,
доцент
В.В. Чукин

Санкт-Петербург 2009

Содержание

		стр
	Сокращения	4
	Введение	5
1	Глобальная навигационная спутниковая система	7
1.1	Основные элементы	12
1.2	ГЛОНАСС	14
1.2.1	Структура навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС	19
1.2.2	Состав и структура навигационных сообщений спутников системы ГЛОНАСС	21
1.3	GPS	22
1.3.1	Структура навигационных радиосигналов системы GPS	25
1.3.2	Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS	26
1.4	GALILEO	26
1.5	Точности определения координат	27
1.6	Алгоритмы приема и измерения параметров спутниковых радионавигационных сигналов	29
1.7	Определение координат потребителя	32
1.8	Дифференциальный режим	35
2	Решение прямой задачи дистанционного зондирования	45
2.1	Задержки радиосигнала в тропосфере	45
2.2	Представление прямой задачи в матричном виде	52
2.3	Математический аппарат матричного преобразования	54
2.4	Алгоритм решения прямой задачи	56
2.5	Результаты прямой задачи	59
3	Решение обратной задачи дистанционного зондирования	60
3.1	Корректные и некорректные задачи	60
3.2	Метод регуляризации для решения обратной задачи	62
3.3	Алгоритм решения обратной задачи	63
3.4	Восстановление профиля влажности	66
3.5	Алгоритм восстановления профиля влажности	69
3.6	Результаты обратной задачи	72
4	Численные эксперименты решения обратно задачи дистанционного зондирования атмосферы	74
4.1	Выбор оптимального диапазона углов для наблюдения спутников навигационной системы	74
4.2	Определение оптимального параметра регуляризации для решения системы уравнений	75
4.3	Влияние значения метеорологических параметров на точность решения обратной задачи	76

Заключение 83
Список использованных источников 84
Приложение А. 85
Приложение Б 89

Сокращения

ГНСС	-	Глобальная навигационная спутниковая система
ГЛОНАСС	-	ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система (Россия)
GPS	-	Глобальная система позиционирования (США)
Linux	-	UNIX-подобные операционные системы с открытым кодом
Java	-	Кроссплатформенный язык программирования

Jama	-	Пакет программ для решения матриц
Galileo	-	Глобальная система позиционирования (Евросоюз)
ИСЗ	-	Искусственный спутник Земли
СРНС	-	Спутниковые радионавигационные системы
НС	-	Навигационные спутники

Введение

В настоящее время, с помощью глобальной навигационной спутниковой системы получают информацию о местоположении объектов на Земле. Их координаты и скорость движения. Это основная задача навигационных систем. Наряду с получением координат объектов, можно выделить косвенную информацию. В данной работе изучена и разработана возможность использования информации получаемой с навигационных спутниковых систем в метеорологических целях - расчет и восстановления профиля показателя влажности в атмосфере.

Цель работы – Создание алгоритмов обработки данных дистанционного зондирования атмосферы получаемых с помощью глобальной навигационной спутниковой системы GPS, Глонасс, Galileo.

Задачи поставленные в работе:

1. Создание математической модели рассчитывающей тропосферные задержки навигационного сигнала спутников глобальной спутниковой системы;
2. Разработка алгоритма решения прямой задачи дистанционного зондирования (расчет дополнительной задержки радиосигнала, связанного с прохождением через тропосферный слой)
3. Создание математической модели для определения профиля показателя преломления радиосигнала в тропосфере
4. Разработка алгоритма решения обратной задачи дистанционного зондирования (расчет показателя преломления радиосигнала в тропосфере)
5. Создание математической модели восстановления расчета профиля удельной влажности воздуха.
6. Разработка алгоритма восстановления показателя профиля влажности в атмосфере (расчет удельной влажности воздуха по показателям преломления воздуха в тропосфере)

1 Глобальная навигационная спутниковая система

В прошлом веке были разработаны и практически реализованы спутниковые наблюдения уходящего излучения в широком диапазоне от ультрафиолетового до микроволнового спектра. В силу разнообразия процессов взаимодействия излучения с системой атмосфера -подстилающая поверхность в различных диапазонах спектра регистрация излучения открывает большие возможности определения обширной совокупности параметров физического состояния атмосферы и подстилающей поверхности. Для получения метеорологической информации о состоянии атмосферы и подстилающей поверхности Земли на метеорологическом спутнике устанавливается комплекс бортовой аппаратуры. Этот комплекс может быть условно разделен на две группы: комплекс научной аппаратуры

и комплекс служебной аппаратуры. Комплекс научной аппаратуры предназначен для получения информации о состоянии атмосферы и подстилающей поверхности Земли. Комплекс служебной аппаратуры предназначен для поддержания нормального функционирования научной аппаратуры и всего спутника в целом. Основные требования, которые предъявляются к комплексу бортовой аппаратуры, могут быть сведены к следующему:

- обеспечение получения и передачи необходимого объема информации всех видов,
- малые массогабаритные характеристики научных и служебных систем аппаратур,
- высокая стабильность и надежность работы всех систем,
- низкое потребление электроэнергии.

В зависимости от задач, поставленных перед измерениями с МСЗ, комплекс научной аппаратуры может включать в себя системы измерений, работающие в различных диапазонах электромагнитного спектра. Для спутников, обеспечивающих получение регулярной информации о состоянии атмосферы и подстилающей поверхности Земли, наибольшее применение получили измерения в видимом, инфракрасном и микроволновом (СВЧ) диапазонах электромагнитного спектра.

В инфракрасном диапазоне спектра работают системы, которые производят измерения в определенных участках спектра или в полосах поглощения отдельных газов. Для обнаружения и прослеживания облачности на теневой стороне Земли (а также на освещенной стороне) широкое применение получила система, работающая в участке спектра 8-12 мкм. Она использовалась на советских МСЗ для получения инфракрасных изображений, для определения температуры подстилающей поверхности и высоты верхней границы облачности.

Научная аппаратура, производящая измерения в микроволновой области спектра, охватывает миллиметровый и сантиметровый участки

радиодиапазона. Микроволновые измерения позволяют получать информацию об облачности и осадках, количественно определять содержание водяного пара и жидкокапельной воды в атмосфере.

Глонасс (глобальная навигационная спутниковая система) и GPS (Global Positioning System). С давних времён путешественники задавались вопросом: как определить своё местоположение на Земле? Древние мореплаватели ориентировались по звёздам, указывающим направление движения: зная среднюю скорость и время в пути, можно было сориентироваться в пространстве и определить расстояние до конечного пункта назначения. Однако погодные условия не всегда были на руку исследователям, поэтому сбиться с курса не представляло особого труда. С появлением компаса задача существенно упростилась. Путешественник уже в меньшей мере зависел от погоды.Эра радио открыла новые возможности перед человеком. С появлением радиолокационных станций, когда стало возможным измерять параметры движения и относительное местоположение объекта по отражённому от его поверхности лучу радиолокатора, встал вопрос о возможности измерения параметров движения объекта по излучаемому сигналу. В 1957 году в СССР группа учёных под руководством В.А. Котельникова экспериментально подтвердила возможность определения параметров движения искусственного спутника Земли (ИСЗ) по результатам измерений доплеровского сдвига частоты сигнала, излучаемого этим спутником. Но, что самое главное, была установлена возможность решения обратной задачи - нахождения координат приёмника по измеренному доплеровскому сдвигу сигнала, излучаемого с ИСЗ, если параметры движения и координаты этого спутника известны . При движении по орбите спутник излучает сигнал определённой частоты, номинал которой известен на приёмной стороне (потребитель). Положение ИСЗ в каждый
момент времени известно, точнее, его можно вычислить на основании информации, заложенной в сигнале спутника. Пользователь, измеряя частоту пришедшего к нему сигнала, сравнивает её с эталонной и таким образом

вычисляет доплеровский сдвиг частоты, обусловленный движением спутника. Измерения производятся непрерывно, что позволяет составить своего рода функцию изменения частоты Доплера. В определённый момент времени частота становится равной нулю, а затем меняет знак. В момент равенства нулю частоты Доплера потребитель находится на линии, которая является нормалью к вектору движения спутника. Используя зависимость крутизны кривой доплеровской частоты от расстояния между потребителем и ИСЗ и измерив момент времени, когда частота Доплера равна нулю, можно вычислить координаты потребителя.Таким образом, искусственный спутник Земли становится радионавигационной опорной станцией, координаты которой изменяются во времени вследствие движения спутника по орбите, но заранее могут быть вычислены для любого момента времени благодаря эфемеридной информации, заложенной в навигационном сигнале спутника.

В 1958–1959 гг. в Ленинградской военно-воздушной инженерной академии (ЛВВИА) им. А.Ф. Можайского, Институте теоретической астрономии АН СССР, Институте электромеханики АН СССР, двух морских НИИ и Горьковском НИРФИ проводились исследования по теме "Спутник", ставшие впоследствии основой для построения первой отечественной низкоорбитальной навигационной спутниковой системы "Цикада". И в 1963 году начались работы по построению этой системы. В 1967 году на орбиту был выведен первый отечественный навигационный спутник "Космос-192". Характерной чертой радионавигационных спутниковых систем первого поколения является применение низкоорбитальных ИСЗ и использование для измерения навигационных параметров объекта сигнала одного, видимого в данный момент спутника. В дальнейшем спутники системы "Цикада" были оборудованы приёмной аппаратурой обнаружения терпящих бедствия объектов.раллельно с этим, после успешного запуска СССР первого искусственного спутника земли, в США в Лаборатории прикладной физики Университета Джона Гопкинса проводятся работы, связанные с возможностью измерения параметров сигнала, излучаемого спутником. По

измерениям вычисляются параметры движения спутника относительно наземного пункта наблюдения. Решение обратной задачи - дело времени.На основе этих исследований в 1964 году в США создаётся доплеровская спутниковая радионавигационная система первого поколения "Transit". Основное её назначение - навигационное обеспечение пуска с подводных лодок баллистических ракет Поларис. Отцом системы считается директор Лаборатории прикладной физики Р. Кершнер. Для коммерческого использования система становится доступной в 1967 г. Так же, как и в системе "Цикада", в системе "Transit" координаты источника вычисляются по доплеровскому сдвигу частоты сигнала одного из 7 видимых спутников. ИСЗ систем имеют круговые полярные орбиты с высотой над поверхностью Земли ~ 1100 км, период обращения спутников "Transit" равен 107 минутам. Точность вычисления координат источника в системах первого поколения в большой степени зависит от погрешности определения скорости источника. Так, если скорость объекта определена с погрешностью 0,5 м, то это в свою очередь приведёт к ошибке определения координат ~ 500 м. Для неподвижного объекта эта величина уменьшается до 50 м.Кроме того, в этих системах невозможен непрерывный режим работы. Ввиду того, что системы низкоорбитны, время, в течение которого спутник находится в поле видимости потребителя, не превышает одного часа. Кроме того, время между прохождением различных спутников зоны видимости потребителя зависит от географической широты, на которой он находится, и может составить величину от 35 до 90 минут. Уменьшение этого интервала путём наращивания числа спутников невозможно, потому что все спутники излучают сигналы на одной и той же частоте.Следовательно, спутниковые навигационные системы второго поколения обладают рядом существенных недостатков. В первую очередь - недостаточная точность определения координат динамичных объектов. К недостатку можно отнести также отсутствие непрерывности в измерениях.Одной из основных проблем, возникающих при создании спутниковых систем, обеспечивающих

навигационные определения по нескольким спутникам, является взаимная синхронизация сигналов (шкал времени) спутников с необ-ходимой точностью. Рассогласование опорных генераторов спутников на 10 нс приводит к ошибке в определении координат потребителя 10–15 м . Второй проблемой, с которой столкнулись разработчики при создании высокоорбитальных спутниковых навигационных систем, стало высокоточное определение и прогнозирование параметров орбит ИСЗ. Аппаратура приёмника, измеряя задержки сигналов от разных спутников, вычисляет координаты потребителя.Для этих целей в 1967 году ВМС США была разработана программа, по которой был осуществлён запуск спутника TIMATION-I, а в 1969 году - спутника TIMATION-II. На борту этих спутников использовались кварцевые генераторы. В то же время, ВВС США параллельно вели свою программу по использовании широкополосных сигналов, модулированных псевдошумовым кодом (PRN). Корреляционные свойства такого кода позволяют использовать одну частоту сигнала для всех спутников, с кодовым разделением сигналов от различных спутников. Позднее, в 1973 году две программы были объединены в одну общую под названием "Navstar-GPS" К 1996 году развёртывание системы было завершено. В данный момент доступно 28 активных спутников.В СССР лётные испытания высокоорбитальной спутниковой навигационной системы Глонасс начались в 1982 году запуском спутника "Космос-1413" . Основным разработчиком и создателем по системе в целом и по космическому сегменту является НПО прикладной механики (г. Красноярск), а по навигационным космическим аппаратам - ПО "Полёт" (г. Омск).

1.1 Основные элементы

Основные элементы спутниковой системы навигации: Орбитальная группировка, состоящая из нескольких (от 2 до 30) спутников, излучающих специальные радиосигналы; Наземная система управления и контроля,

включающая блоки измерения текущего положения спутников и передачи на них полученной информации для корректировки информации об орбитах; Приёмное клиентское оборудование («спутниковых навигаторов»), используемое для определения координатОпционально: информационная радиосистема для передачи пользователям поправок, позволяющих значительно повысить точность определения координат.

Принцип работы спутниковых систем навигации основан на измерении расстояния от антенны на объекте (координаты которого необходимо получить) до спутников, положение которых известно с большой точностью. Таблица положений всех спутников называется альманахом, которым должен располагать любой спутниковый приёмник до начала измерений. Обычно приёмник сохраняет альманах в памяти со времени последнего выключения и если он не устарел — мгновенно использует его. Каждый спутник передаёт в своём сигнале весь альманах. Таким образом, зная расстояния до нескольких спутников системы, с помощью обычных геометрических построений, на основе альманаха, можно вычислить положение объекта в пространстве.Метод измерения расстояния от спутника до антенны приёмника основан на определённости скорости распространения радиоволн. Для осуществления возможности измерения времени распространения радиосигнала каждый спутник навигационной системы излучает сигналы точного времени в составе своего сигнала используя точно синхронизированные с системным временем атомные часы. При работе спутникового приёмника его часы синхронизируются с системным временем и при дальнейшем приёме сигналов вычисляется задержка между временем излучения, содержащимся в самом сигнале, и временем приёма сигнала. Располагая этой информацией, навигационный приёмник вычисляет координаты антенны. Для получения информации о скорости большинство навигационных приёмников используют эффект Доплера. Дополнительно накапливая и обрабатывая эти данные за определённый промежуток времени, становится возможным вычислить такие параметры движения, как скорость

(текущую, максимальную, среднюю), пройденный путь и т. д.В реальности работа системы происходит значительно сложнее. Ниже перечислены некоторые проблемы, требующие специальных технических приёмов по их решению:

- Отсутствие атомных часов в большинстве навигационных приёмников. Этот недостаток обычно устраняется требованием получения информации не менее чем с трёх (2-мерная навигация при известной высоте) или четырёх (3-мерная навигация) спутников;
- (При наличии сигнала хотя бы с одного спутника можно определить текущее время с хорошей точностью).
- Неоднородность гравитационного поля Земли, влияющая на орбиты спутников;
- Неоднородность атмосферы, из-за которой скорость и направление аспространения радиоволн может меняться в определённых пределах;
- Отражения сигналов от наземных объектов, что особенно заметно в городе;

Невозможность разместить на спутниках передатчики большой мощности, из-за чего приём их сигналов возможен только в прямой видимости на открытом воздухе. [1]

1.2 СНС ГЛОНАСС

Летные испытания среднеорбитальной отечественной навигационной системы начались в октябре 1982 года запуском спутника «Космос 1413». В 1995 году было завершено развертывание СНС ГЛОНАСС до ее штатного состава - 24 космических аппаратов. Систему ГЛОНАСС можно по праву назвать достоянием России, так как позволить себе что-либо подобное смогли только две страны мира - США и Россия. К сожалению, российские космические аппараты обладали меньшим временем функционирования на орбите, чем американские, поэтому в условиях слабого финансирования парк

спутников системы ГЛОНАСС сократился до 10-12 единиц, притом, что минимально необходимое количество КА на орбите для надежного определения места объектов составляет 18 КА. Дело усугубляло отсутствие доступных широкому потребителю приемников российского производства. В результате США извлекали прибыль из аналогичной системы GPS, а Россия несла убытки. В последние годы ситуация начала меняться к лучшему: на орбиту выводятся российские КА с повышенным сроком службы (7-9 лет); до 2007 года принято решение довести космическую группировку до минимально необходимых 18 КА; налаживается у нас и производство приемной аппаратуры. Основное назначение СНС второго поколения ГЛОНАСС - глобальная оперативная навигация приземных подвижных объектов: наземных (сухопутных, морских, воздушных) и низкоорбитальных космических. То есть любой объект (корабль, самолет, автомобиль или просто пешеход) в любом месте приземного пространства в любой момент времени способен всего за несколько секунд определить параметры своего движения - три координаты и три составляющие вектора скорости. В ГЛОНАСС применяются КА на круговых геоцентрических орбитах с высотой 19100 км над поверхностью земли. Период обращения КА - 11 часов 15 минут. Благодаря использованию в бортовых эталонах времени и частоты КА атомных стандартов частоты в системе обеспечивается взаимная синхронизация радиосигналов, излучаемых орбитальной группировкой. На подвижном объекте принимаются сигналы не менее чем от четырех радиовидимых спутников и используется для измерения не менее четырех псевдодальностей и радиальных псевдоскоростей. Результаты измерений и «эфемеридная информация», принятая от каждого КА, позволяют определить три координаты и три составляющие вектора скорости, а также смещение шкалы времени объекта относительно шкалы времени КА.

Сетевая радионавигационная спутниковая система (СРНСС) Глонасс

Система Глонасс предназначена для глобальной оперативной навигации приземных подвижных объектов. СРНСС разработана по заказу

Министерства Обороны. По своей структуре Глонасс так же, как и GPS, считается системой двойного действия, то есть может использоваться как в военных, так и в гражданских целях .Система в целом включает в себя три сегмента смотри рисунок 1.

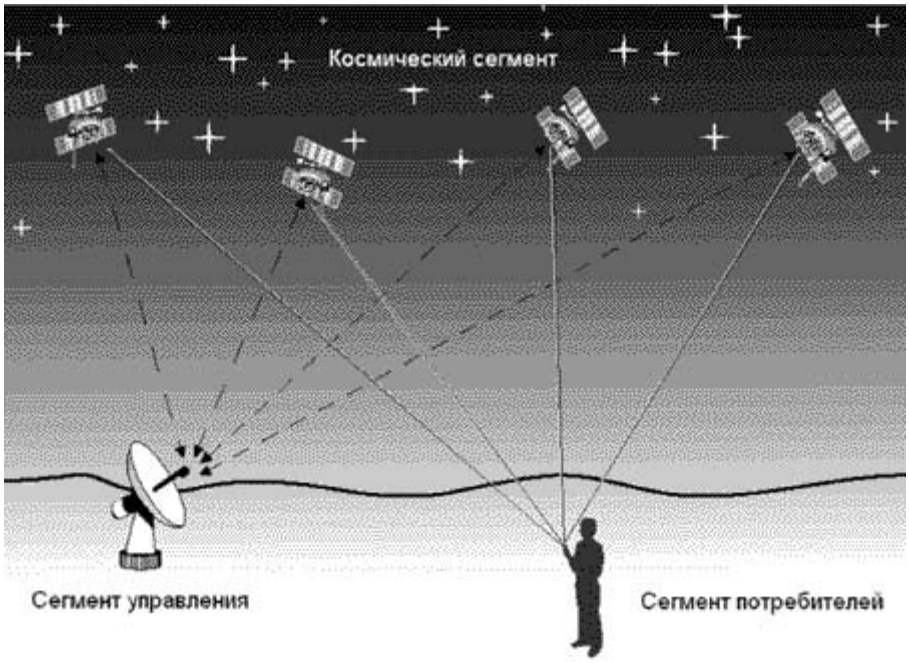

Рисунок 1. Сегменты высокоорбитальных навигационных систем Глонасс и GPS

Космический сегмент, в который входит орбитальная группировка искусственных спутников Земли (иными словами, навигационных космических аппаратов);

Сегмент управления, наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой космических аппаратов;

Аппаратура пользователей системы.

Из этих трёх частей последняя, аппаратура пользователей, самая многочисленная. Система Глонасс является беззапросной, поэтому количество потребителей системы не имеет значения. Помимо основной функции - навигационных определений, - система позволяет производить

высокоточную взаимную синхронизацию стандартов частоты и времени на удалённых наземных объектах и взаимную геодезическую привязку. Кроме того, с её помощью можно производить определение ориентации объекта на основе измерений, производимых от четырёх приёмников сигналов навигационных спутников.В системе Глонасс в качестве радионавигационной опорной станции используются навигационные космические аппараты (НКА), вращающиеся по круговой геостационарной орбите на высоте ~ 19100 км Период обращения спутника вокруг Земли равен, в среднем, 11 часов 45 минут. Время эксплуатации спутника — 5 лет, за это время параметры его орбиты не должны отличаться от номинальных значений больше чем на 5%. Сам спутник представляет собой герметический контейнер диаметром 1,35 м и длиной 7,84 м, внутри которого размещается различного рода аппаратура. Питание всех систем производится от солнечных батарей. Общая масса спутника - 1415 кг. В состав бортовой аппаратуры входят: бортовой навигационный передатчик, хронизатор (часы), бортовой управляющий комплекс, система ориентации и стабилизации и так далее.

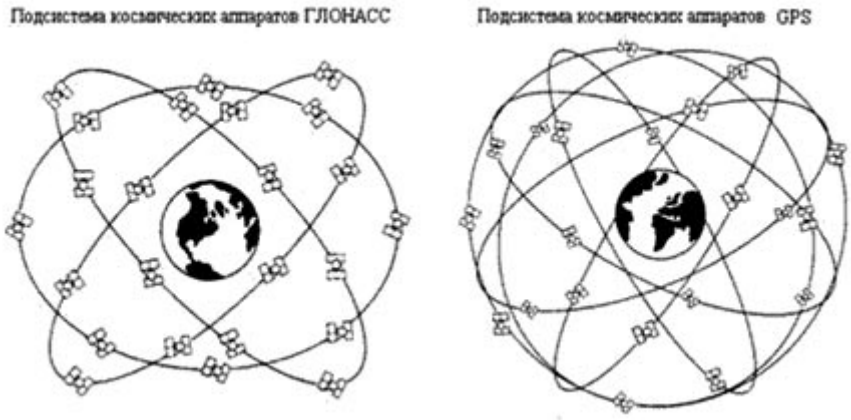

Рисунок 1.2 Космический сегмент систем ГЛОНАСС и GPS

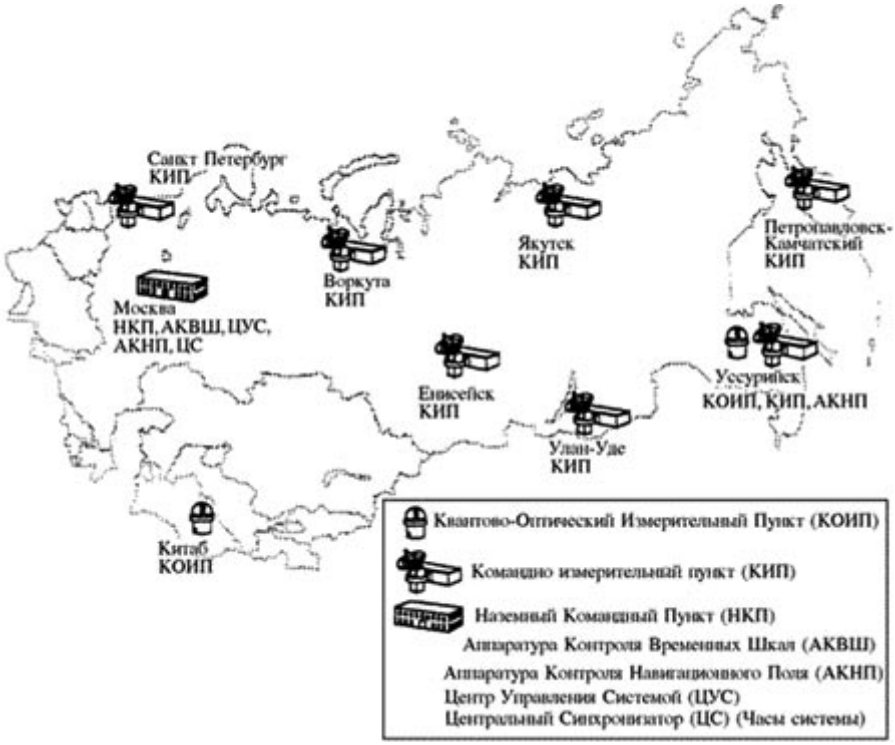

Рисунок 1.3 Сегмент наземного комплекса управления системы Глонасс

Рисунок 1.4 Сегмент наземного комплекса управления системы GPS

Сегмент наземного комплекса управления системы ГЛОНАСС выполняет следующие функции:эфемеридное и частотно-временное обеспечение; мониторинг радионавигационного поля; радиотелеметрический мониторинг НКА; командное и программное радиоуправление НКА. Для синхронизации шкал времени различных спутников с необходимой точностью на борту НКА используются цезиевые стандарты частоты с относительной нестабильностью порядка 10-13. На наземном комплексе управления используется водородный стандарт с относительной нестабильностью 10-14. Кроме того, в состав НКУ входят средства коррекции шкал времени спутников относительно эталонной шкалы с погрешность 3–5 нс.Наземный сегмент обеспечивает эфемеридное обеспечение спутников. Это означает, что на земле определяются параметры движения спутников и прогнозируются значения этих параметров на заранее определённый промежуток времени. Параметры и их прогноз закладываются в навигационное сообщение, передаваемое спутником наряду с передачей навигационного сигнала. Сюда же входят частотно-временные поправки бортовой шкалы времени спутника относительно системного времени. Измерение и прогноз параметров движения НКА производятся в Баллистическом центре системы по результатам траекторных измерений дальности до спутника и его радиальной скорости.

1.2.1 Структура навигационных радиосигналов системы Глонасс

В системе Глонасс используется частотное разделение сигналов (FDMA), излучаемых каждым спутником - двух фазоманипулированных сигналов. Частота первого сигнала лежит в диапазоне L1 ~ 1600 МГц, а частота второго - в диапазоне L2 ~ 1250 МГц. Номинальные значения рабочих частот радиосигналов, передаваемых в диапазонах L1 и L2, определяются выражением:

$fk1 = f1 + k\triangle f1$

$fk2 = f2 + k\triangle f2$ k = 0,1,...,24, (1)

где k = 0,1,...,24 - номера литеров (каналов) рабочих частот спутников;

f1 = 1602 МГц; $\triangle f1 = 9/16 = 0{,}5625$ МГц;

f2 = 1246 МГц; $\triangle f2 = 7/16 = 0{,}4375$ МГц.

Для каждого спутника рабочие частоты сигналов в диапазоне L1 и L2 когерентны и формируются от одного эталона частоты. Отношение рабочих частот несущей каждого спутника:

$$\triangle fk1/\triangle fk2 = 7/9.$$

Номинальное значение частоты бортового генератора, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц.

В диапазоне L1 каждый спутник системы Глонасс излучает 2 несущие на одной и той же частоте, сдвинутые друг относительно друга по фазе на 90º смотри рисунок 1.5

Рисунок 1.5 Векторная диаграмма несущих сигналов систем ГЛОНАСС и GPS

Одна из несущих подвергается фазовой манипуляции на 180º. Модулирующий сигнал получают сложением по модулю 2 трёх двоичных сигналов:

грубого дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 Кбит/с

последовательности навигационных данных, передаваемых со скоростью 50 бит/с

еандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с

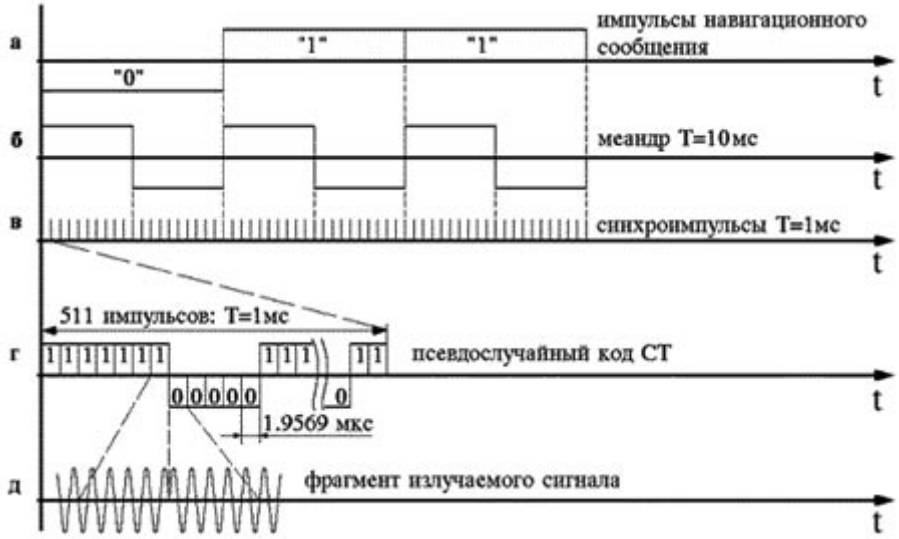

Рисунок 1.6 Структура сигнала ГЛОНАСС

Сигнал в диапазоне L1 (аналогичен С/А-коду в GPS) доступен для всех потребителей в зоне видимости КА. Сигнал в диапазоне L2 предназначен для военных нужд, и его структура не раскрывается.

1.2.2 Состав и структура навигационных сообщений спутников системы ГЛОНАСС

Навигационное сообщение формируется в виде непрерывно следующих строк, каждая длительностью 2 с. В первой части строки (интервал 1,7 с) передаются навигационные данные, а во второй (0,3 с) - Метка Времени. Она представляет собой укороченную псевдослучайную последовательность, состоящую из 30 символов с тактовой частотой 100 бит/с.Навигационные сообщения спутников системы Глонасс необходимы потребителям для навигационных определений и планирования сеансов связи

со спутниками. По своему содержанию навигационные сообщения делятся на оперативную и неоперативную информацию.Оперативная информация относится к спутнику, из сигнала которого она была получена. К оперативной информации относят:оцифровку меток времени; сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы системы; относительное отличие несущей частоты спутника от номинального значения; эфемеридная информация. Время привязки эфемеридной информации и частотно-временные поправки, имеющие получасовую кратность от начала суток, позволяют точно определять географические координаты и скорость движения спутника.Неоперативная информация содержит альманах, включающий:данные о состоянии всех спутников системы; сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы системы; параметры орбит всех спутников системы; поправку к шкале времени системы Глонасс. Выбор оптимального "созвездия" КА и прогноза доплеровского сдвига несущей частоты обеспечивается за счёт анализа альманаха системы.Навигационные сообщения спутников системы Глонасс структурированы в виде суперкадров длительностью 2,5 мин. Суперкадр состоит из пяти кадров длительностью 30 с. Каждый кадр содержит 15 строк длительностью 2 с. Из 2 с длительности строки последние 0,3 с занимает метка времени. Остальная часть строки содержит 85 символов цифровой информации, передаваемых с частотой 50 Гц.В составе каждого кадра передаётся полный объём оперативной информации и часть альманаха системы. Полный альманах содержится во всём суперкадре. При этом информация суперкадра, содержащаяся в строках 1–4, относится к тому спутнику, с которого она поступает (оперативная часть), и не меняется в пределах суперкадра.

1.3 GPS

Принадлежит министерству обороны США, что считается другими государствами её главным недостатком. Более известна под названием GPS. Единственная полностью работающая спутниковая навигационная система.

NAVSTAR (GPS) (англ. NAVigation Satellites providing Time And Range; Global Positioning System — обеспечивающие измерение времени и расстояния навигационные спутники; глобальная система позиционирования) — спутниковая система навигации, часто именуемая GPS. Позволяет в любом месте Земли (включая приполярные области), почти при любой погоде, также в космическом пространстве на расстоянии до 100 км от поверхности Земли, определить местоположение и скорость объектов. Система разработана, реализована и эксплуатируется Министерством обороны США.Основной принцип использования системы — определение местоположения путём измерения расстояний до объекта от точек с известными координатами — спутников. Расстояние вычисляется по времени задержки распространения сигнала от посылки его спутником до приёма антенной GPS-приёмника. То есть для определения трёхмерных координат GPS-приёмнику нужно знать расстояние до трёх спутников и время GPS системы. Таким образом, для определения координат и высоты приёмника, используются сигналы как минимум с четырёх спутников.

Космический сегмент

Основой системы являются навигационные спутники, движущихся вокруг Земли по 6 круговым орбитальным траекториям (по 4 спутника в каждой), на высоте 20180 км. Спутники излучают сигналы в диапазонах: L1=1575,42 МГц и L2=1227,60 МГц, последние модели также на L5=1176,45 МГц . Навигационная информация может быть принята антенной (обычно в условиях прямой видимости спутников) и обработана при помощи GPS-приёмника. Информация в C/A коде (стандартной точности), передаваемая с помощью L1, распространяется свободно, бесплатно, без ограничений на использование. Военное применение (точность выше на порядок) обеспечивается зашифрованным P(Y) кодом. 24 спутника

обеспечивают 100 % работоспособность системы в любой точке земного шара, но не всегда могут обеспечить уверенный приём и хороший расчёт позиции. Поэтому, для увеличения точности позиции и резерва на случай сбоев, общее число спутников на орбите поддерживается в большем количестве (31 к Сентябрю 2007 года). Максимальное возможное число одновременно работающих спутников в системе NAVSTAR ограничено 37.

Наземные станции контроля за космическим сегментомСлежение за орбитальной группировкой осуществляется с главной контрольной станции расположенной на авиабазе ВВС США Schriever, штат Колорадо, США и с помощью 10 станций слежения, из них три станции способны посылать на спутники корректировочные данные в виде радиосигналов с частотой 2000—4000 МГц. Спутники последнего поколения распределяют полученные данные среди других спутников

Пользовательский сегмент

Сегодня GPS-приёмники всё чаще используются в гражданских целях, в основном для определения местонахождения и скорости. GPS-приёмники продают во многих магазинах продающих электронику. Потребителям также предлагаются различные устройства и программные продукты, позволяющие видеть своё местонахождение на электронной карте; имеющих возможность прокладывать маршруты с учётом дорожных знаков, разрешённых поворотов и даже пробок; искать на карте конкретные дома и улицы, достопримечательности, кафе, больницы, автозаправки и прочие объекты инфраструктуры.

Сетевая радионавигационная спутниковая система GPSАмериканская система GPS по своим функциональным возможностям аналогична отечественной системе Глонасс. Её основное назначение - высокоточное определение координат потребителя, составляющих вектора скорости, и привязка к системной шкале времени. Аналогично отечественной, система GPS разработана для Министерства Обороны США и находится под его управлением. Согласно интерфейсному контрольному документу,

основными разработчиками системы являются:по космическому сегменту - Rockwell International Space Division, Martin Marietta Astro Space Division;
по сегменту управления - IBM, Federal System Company; по сегменту потребителей - Rockwell International, Collins Avio-nics & Communication Division. Как и система Глонасс, GPS состоит из космического сегмента, наземного командно-измерительного комплекса и сегмента потребителей.
Как было сказано выше, орбитальная группировка GPS состоит из 28 навигационных космических аппаратов. Все они находятся на круговых орбитах с периодом обращения вокруг Земли, равным 12 часам. Высота орбиты каждого спутника равна ~ 20000 км. НКА системы GPS проходили ряд усовершенствований, которые сказывались на их характеристиках в целом. При проектировании системы в целом и НКА в частности, большое внимание уделяется вопросам автономного функционирования. Так, космические аппараты первого поколения (Блок-I) обеспечивали нормальную работу системы (имеется в виду, без существенных ошибок определения координат) без вмешательства сегмента управления в течение 3–4 дней. В аппаратах Блок-II этот срок был увеличен до 14 дней. В новой модификации НКА Блок-IIR позволяет автономно работать в течение 180 дней без корректировки параметров орбиты с земли, пользуясь лишь автономным комплексом взаимной син-хронизации спутников. Аппараты Блок-IIF предполагается использовать взамен отработавших Блок-IIR

1.3.1 Структура навигационных радиосигналов системы GPS

В системе GPS используется кодовое разделение сигналов (CDMA), поэтому все спутники излучают сигналы с одинаковой частотой. Каждый спутник системы GPS излучает два фазоманипулированных сигнала. Частота первого сигнала составляет L1 = 1575,42 МГц, а второго - L2 = 1227,6 МГц. Сигнал несущей частоты L1 модулируется двумя двоичными последовательностями, каждая из которых образована путём суммирования

по модулю 2 дальномерного кода и передаваемых системных и навигационных данных, формируемых со скоростью 50 бит/с. На частоте L1 передаются две квадратурные компоненты, бифазно манипулированные двоичными последовательностями. Первая последовательность является суммой по модулю 2 точного дальномерного кода P или засекреченного кода Y и навигационных данных. Вторая последовательность также является суммой по модулю 2 грубого C/A (открытого) кода и той же последовательности навигационных данных.Радиосигнал на частоте L2 бифазно манипулирован только одной из двух ранее рассмотренных последовательностей. Выбор модулирующей последовательности осуществляется по команде с Земли.Каждый спутник использует свойственные только ему дальномерные коды C/A и P(Y), что и позволяет разделять спутниковые сигналы. В процессе формирования точного дальномерного P(Y) кода одновременно формируются метки времени спутникового сигнала.

1.3.2 Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS

Структурное деление навигационной информации спутников системы GPS осуществляется на суперкадры, кадры, подкадры и слова. Суперкадр образуется из 25 кадров и занимает 750 с (12,5 мин). Один кадр передаётся в течение 30 с и имеет размер 1500 бит. Кадр разделён на 5 подкадров по 300 бит и передаётся в течение интервала 6 с. Начало каждого подкадра обозначает метку времени, соответствующую началу/окончанию очередного 6-с интервала системного времени GPS. Подкадр состоит из 10 30-бит слов. В каждом слове 6 младших разрядов являются проверочными битами.В 1-, 2- и 3-м подкадрах передаются данные о параметрах коррекции часов и данные эфемерид КА, с которым установлена связь. Содержание и структура этих подкадров остаются неизменными на всех страницах суперкадра. В 4- и 5-м

подкадрах содержится информация о конфигурации и состоянии всех КА системы, альманахи КА, специальные сообщения, параметры, описывающие связь времени GPS с UTC, и прочее.

1.4 Проект «Галилео»

Страны Европейского союза начали развертывание гражданской глобальной СНС «Галилео», опирающейся на свои собственные спутники. Предполагается, что она должна быть: независимой от GPS, но взаимодействующей с нею; управляемой под международным контролем (США пытаются установить полный или частичный контроль над этой системой); более точной и доступной, способной быстро обнаруживать и оповещать о неисправности элементов системы; рентабельной; открытой для участия других партнеров, в частности России (в последнее время наше участие в проекте не приветствуется). Запуск первого КА состоялся в 2004 году, а начало эксплуатации системы ожидается в 2008 году. По оценке специалистов, стоимость работ по программе «Галилео» до 2008 года составит $2,5-3 млрд, а ежегодная окупаемость после 2008 года - $150-210 млн. Планируется, что «Галилео» будет передавать один общедоступный сигнал OAS (Open Access Service - служба открытого доступа) и один или два сигнала с контролируемым доступом CAS (Controlled Access Service - служба контролируемого доступа). Сигнал OAS должен быть эквивалентен GPS и обеспечивать точность порядка 10 м. Эта информация останется бесплатной до тех пор, пока будет сохраняться бесплатное использование GPS. Сигналы CAS - платные, шифруемые, контролируемые коммерческой компанией и предназначены для потребителей, требующих более высокого уровня точности, целостности и уверенности для жизнеобеспечения и других специальных применений. В CAS, в свою очередь, возможны два уровня. CAS-1 будет открыт за плату всем желающим, в то время как CAS-2 станет

доступен только правительственным потребителям. Предполагается, что система обеспечит определение места с точностью 3-4 м.

1.5 Определение координат потребителя

Для определения координат потребителя необходимо знать координаты спутников (не менее 4) и дальность от потребителя до каждого видимого спутника. Для того, чтобы потребитель мог определить координаты спутников, излучаемые ими навигационные сигналы моделируются сообщениями о параметрах их движения. В аппаратуре потребителя происходит выделение этих сообщений и определение координат спутников на нужный момент времени.Координаты и составляющие вектора скорости меняются очень быстро, поэтому сообщения о параметрах движения спутников содержат сведения не об их координатах и составляющих вектора скорости, а информацию о параметрах некоторой модели, аппроксимирующей траекторию движения КА на достаточно большом интервале времени (около 30 минут). Параметры аппроксимирующей модели меняются достаточно медленно, и их можно считать постоянными на интервале аппроксимации.араметры аппроксимирующей мо-дели входят в состав навигационных сообщений спутников. В системе GPS используется Кеплеровская модель движения с оскулирующими элементами. В этом случае траектория полёта КА разбивается на участки аппроксимации длительностью в один час. В центре каждого участка задаётся узловой момент времени, значение которого сообщается потребителю навигационной информации. Помимо этого, потребителю сообщают параметры модели оскулирующих элементов на узловой момент времени, а также параметры функций, аппроксимирующих изменения параметров модели оскулирующих элементов во времени как предшествующем узловому элементу, так и следующем за ним.В аппаратуре потребителя выделяется интервал времени между моментом времени, на который нужно определить положение

спутника, и узловым моментом. Затем с помощью аппроксимирующих функций и их параметров, выделенных из навигационного сообщения, вычисляются значения параметров модели оскулирующих элементов на нужный момент времени. На последнем этапе с помощью обычных формул кеплеровской модели определяют координаты и составляющие вектора скорости спутника.В системе Глонасс для определения точного положения спутника используются дифференциальные модели движения. В этих моделях координаты и составляющие вектора скорости спутника определяются численным интегрированием дифференциальных уравнений движения КА, учитывающих конечное число сил, действующих на КА. Начальные условия интегрирования задаются на узловой момент времени, располагающийся посередине интервала аппроксимации.Как было сказано выше, для определения координат потребителя необходимо знать координаты спутников (не менее 4) и дальность от потребителя до каждого видимого спутника, которая определяется в навигационном приёмнике [4] с точностью около 1 м. Для удобства рассмотрим простейший "плоский" случай, представленный на рисунке 1.7

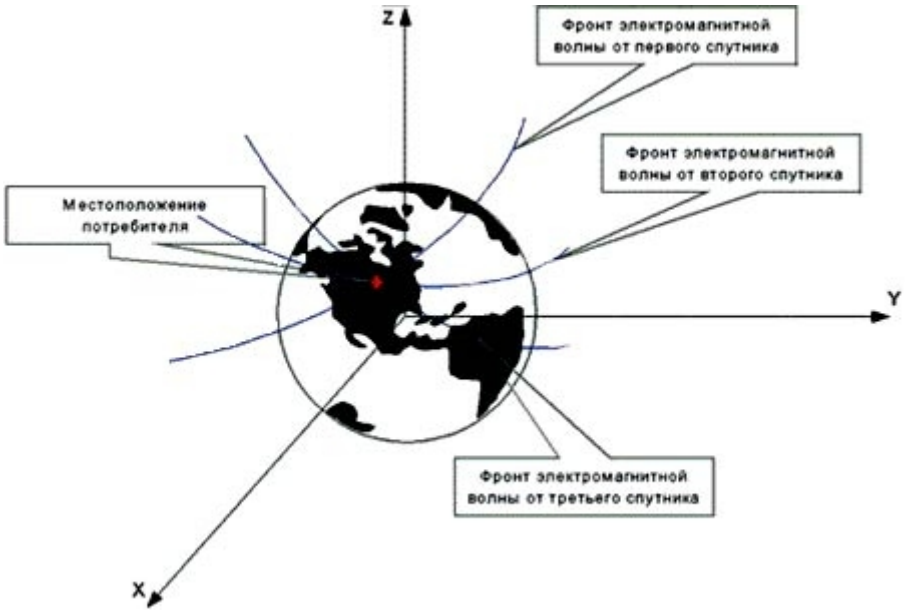

Рисунок 1.7 Определение координат потребителя

Каждый спутник можно представить в виде точечного излучателя. В этом случае фронт электромагнитной волны будет сферическим. Точкой пересечения двух сфер будет та, в которой находится потребитель. Высота орбит спутников составляет порядок 20000 км. Следовательно, вторую точку пересечения окружностей можно отбросить из-за априорных сведений, так как она находится далеко в космосе.[2]

1.6 Алгоритмы приема и измерения параметров спутниковых радионавигационных сигналов

К сегменту потребителей систем GPS и ГЛОНАСС относятся приёмники сигналов спутников. По измерениям параметров этих сигналов решается навигационная задача. Приёмник можно разделить на три функциональные части:радиочастотную часть; цифровой~коррелятор; процессор. С выхода антенно-фидерного устройства (антенны) сигнал поступает на радиочастотную часть Основная задача этой части заключается в усилении входного сигнала, фильтрации, преобразовании частоты 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.

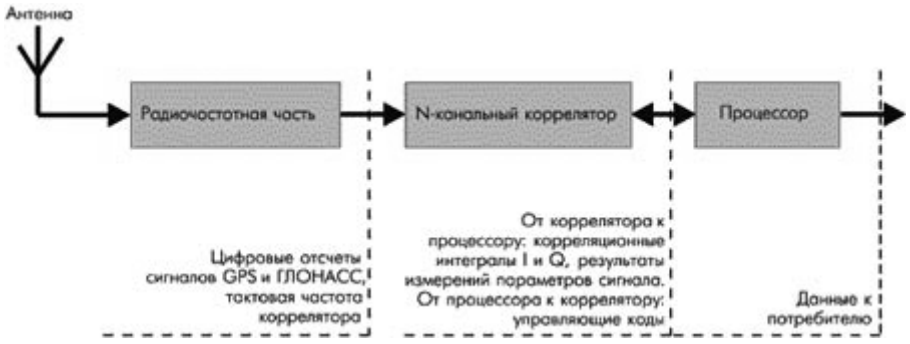

Рисунок 1.8. Обобщённая структура приёмника

В корреляторе спектр сигнала переносится на "нулевую" частоту. Это производится путём перемножения входного сигнала коррелятора с опорным гармоническим колебанием в синфазном и квадратурном каналах. Далее результат перемножения проходит корреляционную обработку путём перемножения с опорным дальномерным кодом и накоплением на периоде дальномерного кода. В итоге получаем корреляционные интегралы I и Q. Отсчёты корреляционных интегралов поступают в процессор для дальнейшей обработки и замыкания петель ФАП (фазовая автоподстройка) и ССЗ (схема слежения за задержкой). Измерения параметров сигнала в приёмнике производятся не непосредственно по входному сигналу, а по его точной копии, формируемой системами ФАП и ССЗ. Корреляционные интегралы I и Q позволяют оценить степень "похожести" (коррелированности) опорного и входного сигналов. Задача коррелятора, помимо формирования интегралов I и Q, - формировать опорный сигнал, согласно с управляющими воздействиями (кодами управления), поступающими с процессора. Кроме того, в некоторых приёмниках коррелятор формирует необходимые измерения опорных сигналов и передаёт их в процессор для дальнейшей обработки. В то же время, так как опорные сигналы в корреляторе формируются по управляющим кодам, поступающим с процессора, то необходимые измерения опорных сигналов можно производить непосредственно в процессоре, обрабатывая соответствующим

образом управляющие коды, что и делается во многих современных приёмниках.Какие параметры сигнала измеряет коррелятор (процессор)? Дальность при радиотехнических измерениях характеризуется временем распространения сигнала от объекта измерения до измерительного пункта. В навигационных системах GPS/ГЛОНАСС излучение сигналов синхронизировано со шкалой времени системы, точнее, со шкалой времени спутника, излучающего данный сигнал. В то же время, потребитель имеет информацию о расхождении шкалы времени спутника и системы. Цифровая информация, передаваемая со спутника, позволяет установить момент излучения некоторого фрагмента сигнала (метки времени) спутником в системном времени. Момент приёма этого фрагмента определяется по шкале времени приёмника. Шкала времени приёмника (потребителя) формируется с помощью кварцевых стандартов частоты, поэтому наблюдается постоянный "уход" шкалы времени приёмника относительно шкалы времени системы. Разность между моментом приёма фрагмента сигнала, отсчитанным по шкале времени приёмника, и моментом излучения его спутником, отсчитанным по шкале спутника, умноженная на скорость света, называется псевдодальностью. Почему псевдодальностью? Потому что она отличается от истинной дальности на величину, равную произведению скорости света на "уход" шкалы времени приёмника относительно шкалы времени системы. При решении навигационной задачи этот параметр определяется наравне с координатами потребителя (приёмника).Корреляционные интегралы, формируемые в корреляторе, позволяют отследить модуляцию сигнала спутника символами информации и вычислить метку времени во входном сигнале. Метки времени следуют с периодичностью 6 с для GPS и 2 с для ГЛОНАСС и образуют своеобразную 6(2)-секундную шкалу. В пределах одного деления этой шкалы периоды дальномерного кода образуют 1-мс шкалу. Одна миллисекунда разделена, в свою очередь, на отдельные элементы (chips, в терминологии GPS): для GPS - 1023, для ГЛОНАСС - 511. Таким образом, элементы дальномерного кода позволяют определить

дальность до спутника с погрешностью ~ 300 м. Для более точного определения необходимо знать фазу генератора дальномерного кода. Схемы построения опорных генераторов коррелятора позволяют определять его фазу с точностью до 0,01 периода, что составляет точность определения псевдодальности 3 м.На основании измерений параметров опорного гармонического колебания, формируемого системой ФАП, определяют частоту и фазу несущего колебания спутника. Его уход относительно номинального значения даст доплеровское смещение частоты, по которому оценивается скорость потребителя относительно спутника. Кроме того, фазовые измерения несущей позволяют уточнить дальность до спутника с погрешностью в несколько мм.

1.7 Точность определения координат объектов

DOP, GDOP, Снижение точности или Геометрическое снижение точности (англ. Dilution of precision, DOP, англ. Geometric Dilution of Precision, GDOP) — термин, использующийся в области системах глобального позиционирования для описания силы геометрического взаиморасположения спутников друг относительно друга. Когда спутники в области видимости находятся слишком близко друг к другу говорят о «слабой» геометрии расположения (высоком значении DOP), и, наоборот, при достаточной удалённости геометрию считают «сильной» (низкое значение DOP). Термин может применяться не только в спутниковом позиционировании, но и в других системах локации, включающим другие, географически разнесённые станции.Факторы, влияющие на снижение точности:орбиты спутников; наличие объектов-помех, закрывающие необходимые области неба; влияние атмосферы; отражение радиоволн.

Параметры HDOP (Horizontal) — снижение точности в горизонтальной плоскости VDOP (Vertical) — снижение точности в вертикальной плоскости PDOP (Position) — снижение точности по местоположению TDOP (Time) —

снижение точности по времени Эти параметры являются функциями соответствующих матриц ковариации, состоящих из элементов в глобальной или локальной геодезической системе координат.Они могут быть получены математически по положению доступных спутников (источников навигационного сигнала). Многие GPS-приёмники позволяют отображать текущее расположение всех спутников («созвездие спутников») вместе со значениями DOP.бходимо отметить, что всё вышеописанное справедливо не только для GPS-систем, но и, например, для систем электронного противодействия (англ. electronic warfare), при определении положения вражеских источников излучения, таких как помехопостановщиков или просто средств радиообмена.Использование интерферометрических методов предпочтительнее в системах со степенями свободы, недоступных для анализа из-за неподходящего расположения источников сигнала. Принципиально точность определения координат объектов с помощью СНС GPS и ГЛОНАСС примерно одинакова. Сигналы в системе GPS излучаются на частоте 1227 МГц и 1575 МГц, а ГЛОНАСС - 1250 МГц и 1600 МГц и кодируются для организации так называемого «селективного (избирательного) доступа». Оба сигнала используют два кода. Первый из них в GPS называется «легко обнаруживаемый», а в ГЛОНАСС - «стандартной точности». Второй код в GPS называется «закрытый» (в ГЛОНАСС - «высокой точности») и предназначен для санкционированного использования. Пытаясь сделать GPS безальтернативной спутниковой навигационной системой для пользователей всего мира, 1 мая 2000 года пресс-служба Белого дома опубликовала заявление о прекращении использования режима селективного доступа к национальной СНС GPS, однако власти США сохранили за собой право по своему усмотрению избирательно восстанавливать его на региональной основе. СКП определения координат объектов с помощью обеих СНС GPS и ГЛОНАСС находится в пределах 5-40 м, СКП измерения скорости - 0,04-0,2 узла, высоты - 8-60 м.

Понятно, что для решения некоторых задач подобная точность не может считаться удовлетворительной, поэтому был внедрен дифференциальный режим функционирования среднеорбитных СНС. Суть этого режима состоит в том, что погрешность определения места с помощью СНС может быть уменьшена до десятков сантиметров путем оперативного измерения и излучения специальных поправок, автоматически принимаемых и учитываемых в аппаратуре потребителя услуг СНС. Измерять поправки целесообразно на стационарных объектах, а расстояние и время доведения их до потребителя не должны превышать 500 км и 20 минут соответственно (из-за так называемого уровня пространственной и временной корреляции). Такими стационарными объектами оказались радиомаяки, расположенные на побережье морей и океанов. Начата установка подобной аппаратуры и в России. Движение по искусственному каналу, ведущему в Санкт-Петербургский порт, обеспечивает дифференциальный режим СНС, поправки к сигналам которой излучаются радиомаяком Шепелевский, расположенным на берегу Финского залива. В результате применения дифференциального режима СНС появилась принципиальная возможность осуществлять управление любым транспортным средством (от самолета и автомобиля до корабля) оператором, находящимся вне этого средства. [3]

1.8 Дифференциальный режим

Точность определения координат потребителя, которую обеспечивают системы GPS и GLONASS, составляет около 10 м. Однако для многих приложений, таких как навигация автомобилей, судов на узких фарватерах, геодезии, навигации летательных аппаратов, подобная точность недостаточна. Для увеличения точности местоопределения был предложен метод дифференциальной навигации, который обеспечивает точности до

нескольких десятков сантиметров.Дифференциальный режим реализуется с помощью контрольного навигационного приёмника, называемого базовой станцией. Базовая станция устанавливается в точке с известными географическими координатами. Сравнивая известные координаты (полученные в результате прецизионной геодезической съёмки) с измеренными координатами, базовый навигационный приёмник формирует поправки, которые передаются потребителям по каналам Приёмник потребителя учитывает принятые от базовой станции поправки при решении навигационной задачи. Это позволяет определить его координаты с точностью до одного метра.Различают два метода вычисления поправок: метод коррекции координат, когда в качестве дифференциальных поправок с базовой станции передают добавки к измеренным в определяемом пункте координатам. Недостатком этого метода является то, что приёмники базового и определяемого пунктов должны работать по одному рабочему созвездию. Это неудобно, поскольку все потребители, использующие дифференциальные поправки, должны работать по одним и тем же ИСЗ; метод коррекции навигационных параметров, при использовании которого на базовой станции определяются поправки к измеряемым параметрам (например, псевдодальностям) для всех спутников, которые потенциально могут быть использованы потребителями. Эти поправки передаются потребителям и учитываются при решении навигационной задачи. Недостатком этого метода является повышение сложности аппаратуры потребителей.Результаты, полученные с помощью дифференциального метода, в значительной степени зависят от расстояния между потребителем и базовой станцией. Применение этого метода наиболее эффективно, когда преобладающими являются систематические ошибки, обусловленные внешними (по отношению к приёмнику) причинами. Эти ошибки в значительной мере компенсируются при близком расположении базовой станции и приёмника потребителя. Поэтому зона обслуживания базовой станции составляет не более 500 км.Передача дифференциальных поправок

от базовой станции к потребителю может осуществляться с помощью телефонной или радиосвязи, по системам спутниковой связи (например, INMARSAT), а также с использованием технологии передачи цифровых данных RDS (Radio Data System) на частотах FM-радиостанций. В настоящее время во многих странах уже действует развитая сеть базовых (дифференциальных) станций, постоянно транслирующих поправки на определённую территорию.Например, в США дифференциальные поправки передаются береговой охраной через морские радиобуи, работающие на частоте 283,5–325 кГц. Пользоваться этим сервисом может любой желающий. Под Санкт-Петербургом в феврале 1998 года была установлена первая базовая станция. Она передаёт дифференциальные поправки на частоте 298,5 кГц.Классификация современных дифференциальных систем спутниковойнавигацииСистемы дифференциальной навигации по кодовым и псевдофазовым измерениям. Системы дифференциальной навигации по кодовым измерениям строятся на основе измерения и обработки псевдодальностей, в общем случае, имеют неограниченную область действия и характеризуются ошибками местоопределения от долей метра до нескольких метров. Системы дифференциальной навигации по псевдофазовым измерениям характеризуются очень высокой точностью местоопределения (до долей сантиметра). Однако область их действия ограничена дальностью ~10–12 км в одночастотном режиме и ~100 км в двухчастотном режиме. Специфической особенностью дифференциальных систем по псевдофазовым измерениям является неоднозначность этих измерений, затрудняющая их использование. Системы дифференциальной навигации по псевдофазовым измерениям иногда называют системами относительных определений Системы дифференциальной навигации по кодовым измерениям, в свою очередь, разделяют на локальные (Local Area Differential GPS), широкодиапазонные (Wide Area Differential GPS, WADGPS) и глобальные (Global Differential GPS, GDGPS). Дальнейшая уточняющая классификация систем дифференциальной навигации будет

проводиться только для систем на основе кодовых измерений. Большинство современных систем дифференциальной навигации являются локальными. Они используют только одну наземную станцию измерений и формирования дифференциальных поправок (далее будем называть её дифстанцией). Дифстанция располагается в центре локальной зоны, размер которой может доходить до 200 км. В центре зоны обеспечивается точность местоопределения порядка 0,5–1 м. На периферии зоны точность ухудшается и постепенно приближается к точности абсолютных местоопределений. Дифференциальные поправки в локальных системах дифференциальной навигации могут формироваться на основе метода коррекции координат и метода коррекции навигационных параметров На практике большее распространение получил второй метод, в котором дифстанция формирует поправки к измерениям псевдодальностей для каждого из видимых ею спутников. Потребитель поправляет свои измерения псевдодальностей по тем же спутникам на значения, полученные от дистанции. Для передачи поправок, сформированных в соответствии с методом коррекции навигационного параметра, был разработан специальный стандарт RTCM SC-104, учитывающий в настоящее время особенности навигационных систем GPS и ГЛОНАСС.

В широкодиапазонных системах дифференциальной навигации (WADGPS) используется сеть станций сбора информации (ССИ) и принципиально иной метод формирования дифференциальных поправок. Этот метод получил название the state-space approach (дословно - метод коррекции параметров пространства состояния или, более содержательно, метод коррекции параметров моделей движения КА, параметров модели ионосферных задержек и смещений шкал времени навигационных спутников). В широкодиапазонных системах измерения двухчастотных навигационных приёмников, расположенных на станциях сбора информации (ССИ), собираются в единый центр, где осуществляется их совместная обработка с целью оперативного уточнения параметров моделей движения КА, смещения

шкал времени спутников и составления карт вертикальных ионосферных задержек. Все перечисленные данные затем оперативно передаются тем или иным способом потребителю, который использует их для уточнения данных, извлекаемых им из сигналов навигационных спутников. Широкодиапазонные системы дифференциальной навигации обеспечивают точность местоопределения со среднеквадратической ошибкой ~0,5 м в области, охватываемой сетью ССИ, и смежных с ней областях. Сильная корреляция между ошибками оценки смещений шкал времени и ошибками оценки вертикальных координат приёмника. Такая корреляция возникает вследствие идентичности соответствующих частных производных, особенно для спутников с большими углами места. Стабилизация опорных частот приёмников станций сбора информации и приёмника потребителя с помощью рубидиевых генераторов позволяет лучше разделять ошибки оценки смещения шкал времени и вертикальных координат приёмника. Результаты соответствующих экспериментов демонстрируют среднеквадратические ошибки вертикальных координат меньше 0,4 м

Дополнительным, очень важным свойством широкодиапазонных систем является возможность резкого повышения целостности, по сравнению с целостностью, свойственной базовыми спутниковыми системами

В настоящее время в мире известны только две широкодиапазонных системы дифференциальной навигации. Первая система WADGPS принадлежит фирме Satloc . Вторая система WAAS [1] (Wide Area Augmentation System) прина длежит правительству США. Обе системы развёрнуты и эксплуатируются на территории США. В системе WADGPS фирмы Satloc потребителю сообщается карта вертикальных ионосферных задержек с шагом 2°. В системе WAAS, в зависимости от класса точности, потребитель может использовать карты вертикальных ионосферных задержек разной точности. Наиболее подробные карты содержат до 929 точек прокола ионосферы (IPP - ionosphere pierce points)Сравнение характеристик системы WADGPS фирмы Satloc с характеристиками системы WAAS. Задержка

формирования корректирующих поправок в системе фирмы Satloc составляет 4 с, а системе WAAS ~6 с. Satloc использует только 15 ССИ, расположенных только на континентальной территории США. WAAS использует избыточное число из 24-х ССИ, расположенных как на континентальной территории США, так и на Аляске и Гавайских островах. Для того, чтобы удовлетворить строгим требованиям доступности (availability), обеспечивающих высокую степень целостности, система WAAS требует два или более геостационарных спутника, излучающих дополнительные дальномерные коды. Скорость передачи корректирующей информации в системе фирмы Satloc равна 750 бит/с, а в системе WAAS — 250 бит/с. Корректирующая информация в системе фирмы Satloc квантуется с дискретом 1/16 м, а в системе WAAS — с дискретом 1/8 м.Функционирование широкодиапазонных систем дифференциальной навигации основано на использовании трёх основных видов программного обеспечения. Первый вид — программное обеспечение уточнения параметров орбит и смещения шкал времени спутников. Второй вид — вычисление подробных карт вертикальных ионосферных задержек. Третий вид — программное обеспечение, организующее непрерывное функционирование наземной сети дифференциальной системы в реальном масштабе времени.Выделяется статический, кинематический и динамический методы уточнения параметров орбит и смещения шкал времени спутников. В наиболее простом статическом методе решается так называемая вывернутая навигационная задача. Путём обработки измерений двухчастотных навигационных приёмников, осуществляемых одновременно из нескольких наземных пунктов с известными координатами, определяется мгновенное местоположение и смещение шкал времени спутников, находящихся в зоне видимости наземных пунктов. При этом не учитывается динамическая информация, заключающаяся в жёсткой коррелированности пространственного положения спутников в соседние моменты времени. В кинематическом методе дополнительно оцениваются составляющие мгновенного вектора скорости также без учёта динамической информации. В

наиболее точном и совершенном динамическом методе оценивается определённый набор параметров орбиты, смещения шкал времени спутников и наземных пунктов, а также некоторых дополнительных параметров, порождающих модельные значения измерений наилучшим образом, согласующиеся с результатами реальных измерений на длительных интервалах времени. Важным достоинством динамического метода является его способность эффективно разделять оценки эфемерид и смещения шкал времени, что увеличивает целостность системы. Если информация о движении спутника игнорируется, то раздельная оценка эфемерид и смещения шкал времени затруднительна, и точная оценка возможна только для суммы обеих компонент.Программное обеспечение уточнения параметров орбит и смещения шкал времени спутников в системе WAAS и дифференциальной системе фирмы Satloc использует алгоритмы из хорошо протестированного и обеспечивающего высокую точность пакета прикладных программ GIPSY/OASIS II (GOA II). Этот пакет использует динамический метод, имеет длительную историю развития и широко используется для высокоточного определения орбит различных КА (в том числе, спутников GPS), а также в целях высокоточной спутниковой геодезии. Разработчиком и владельцем пакета GOA II является Лаборатория реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory, JPL) Калифорнийского технического института (California Institute of Technology). Исходный пакет GOA II состоит по большей части из фортранных программ и UNIX-сценариев, что сильно затрудняет его использование в режиме реального времени и среде, отличной от UNIX. Для преодоления этих ограничений JPL на основе пакета GOA II разработало новый пакет Real-Time Gipsy (RTG). Этот пакет предназначен для использования в системах широкодиапазонной дифференциальной навигации и прочих системах реального времени, например, в проектах NASA по определению орбит на борту КА и определению координат радиолокатора с синтезированной апертурой на самолёте в реальном масштабе времени. WAAS и дифференциальная система

фирмы Satloc используют для уточнения параметров орбит и смещения шкал времени спутников пакет RTG, лицензированный JPL.В пакете прикладных программ GIPSY/OASIS II (GOA II) оцениваются координаты и составляющие вектора скорости спутников на некоторый узловой момент, смещение шкал времени спутников и наземных пунктов, тропосферные искажения и коэффициент солнечного давления. Указанные параметры оцениваются по измерениям на 30-часовых интервалах. В результате точность определения траектории возрастает более чем в три раза, по сравнению с точностью орбит, параметры которых передаются в навигационных сообщениях спутников. Среднеквадратические ошибки по радиусу, поперёк и вдоль орбиты для указанного выше случая составляют соответственно 0,65, 1,37 и 1,96 м .Обработка измерений осуществляется путём фильтрации относительно опорной траектории, для построения которой используются следующие модели: гравитационная модель JGM-3, учитывающая 1212 гармоник гравитационного поля Земли; влияние гравитационных полей только Солнца и Луны в задаче трёх тел; гравитационные искажения формы Земли (Solid Earth tide) и океанские приливы;модель прямого солнечного давления.Для фильтрации используется Square Root Information Filter (SRIF), обладающий повышенной численной устойчиво-стью, по сравнению с non-square root implementations. В предположении отсутствия проблем вычислительной устойчивости SRIF эквивалентен Калмановскому фильтру.Встречается описание двух методов вычисления подробных карт вертикальных ионосферных задержек. В основе первого метода, называемого nonlinear static estimation (NSE), лежит вычисление оценок параметров простой модели вертикальных ионосферных задержек Клобучара, обеспечивающих наилучшее в квадратическом смысле согласование модельных данных с результатами измерений. Измерения извлекаются из двухчастотных измерений навигационных приёмников, установленных на станциях сбора информации. Итерационный алгоритм

таких вычислений приведён в. Второй метод использует модифицированную версию пакета программ Global Ionosphere Map (GIM), разработанного JPL Пакет программ GIM содержит программы на Фортране и UNIX-сценарии. Для увеличения мобильности и удобства работы в реальном масштабе времени JPL разработала на основе GIM новый пакет программ - Real Time Ionosphere (RTI), предлагаемый ею для лицензионного использования. В GIM и RTI ионосфера представляется как оболочка над Землёй в системе координат, фиксированной относительно Солнца. Ионосфера в такой системе не зависит от вращения Земли и, следовательно, не зависит от местного времени. Оболочка дискретизуется на треугольные элементы. Значение интегральной электронной концентрации (TEC) в вершине каждого треугольника трактуется как случайный параметр и оценивается с помощью Калмановского фильтра. Начальные ограничения задаются моделью Бента. Широкодиапазонная система дифференциальной навигации фирмы Satloc для вычисления карт вертикальных ионосферных задержек использует пакет RTI, лицензированный JPL. По своей структуре глобальные системы дифференциальной навигации (GDGPS) очень схожи с широкодиапазонными системами (WADGPS). Они так же используют наземную сеть станций сбора информации и тот же метод формирования дифференциальных поправок (the state-space approach). Основное отличие заключается в том, что исключение ионосферных ошибок в глобальных системах дифференциальной навигации осуществляется путём использования двухчастотных измерений. Перспективы введения гражданских кодов в диапазоне L2 как в GPS, так и в Глонасс сделают двухчастотные измерения общедоступными

Исключение необходимости вычислять подробные карты вертикальных ионосферных задержек позволяет сильно снизить плотность станций наземной сети. Для этих целей достаточно иметь 12 хорошо расположенных по всему миру станций сбора информации. Для реальных экспериментов использовались 18 из порядка 60 станций всемирной глобальной сети GPS (Global GPS Network, GGN) принадлежащей NASA, которые оборудованы

двухчастотными навигационными приёмниками. Отмечается необходимость введения избыточных станций и доведения их количества до 25–30. Введение избыточных станций позволяет увеличить точность и надёжность дифференциальной системы.В настоящее время можно указать на существование пока что единственной в мире глобальной системы дифференциальной навигации, использующей в качестве основы станции глобальной GPS сети (GGN) NASA. Для оперативного уточнения орбит навигационных спутников в этой системе используется тот же пакет прикладных программ RTG (Real Time Gipsy), который используется для уточнения орбит в широкодиапазонных дифференциальных системах фирмы Satloc и WAAS. Для передачи измерений в центр обработки используется глобальная сеть Internet.Обзор дифференциальных систем спутниковой навигации позволяет сделать вывод о том, что принципы построения глобальных дифференциальных систем в наибольшей степени соответствуют особенностям и условиям, существующим в России. При огромной и очень неравномерно населённой территории России развёртывание плотной сети наземных станций сбора информации, необходимых для вычисления подробных карт вертикальных ионосферных задержек, будет очень дорогостоящим. В глобальных системах дифференциальной навигации ответственность за устранение ионосферных ошибок возлагается на потребителя. Для этого требуется, чтобы пользователи такой системы были снабжены двухдиапазонными навигационными приёмниками, что естественно повысит стоимость аппаратуры потребителя. Однако можно полагать, что при массовом производстве такой аппаратуры стоимость каждого её комплекта, по сравнению со стоимостью комплекта однодиапазонной аппаратуры, возрастёт незначительно. С учётом введения в ближайшем будущем гражданских модулирующих кодов в GPS и Глонасс, распространение и применение двухчастотной аппаратуры потребителя станет повсеместным.[4]

Выводы

В первой главе предоставлена общая информация о метеорологических спутниках и видах информации получаемой со спутника. Разобрана структура и состав глобальной спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС и GPS, её точность, технические характеристики и методы определении координат.

2 Решение прямой задачи дистанционного зондирования

К так называемой прямой задаче дистанционного зондирования атмосферы относится расчет дополнительной задержки радиосигнала, связанного с прохождением через тропосферный слой

$$\Delta L_{TP} = \int_0^L (n-1)dl \qquad (2.1)$$

Где ΔL_{TP} – пространственная задержка сигнала в тропосфере, м;
n – показатель преломления;
dl – путь вдоль траектории радиолуча, м.

2.1 Задержка радиосигнала в тропосфере

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

$$n = 1 + \frac{k_1 \cdot (P-e)}{T} + \frac{k_2 \cdot e}{T} + \frac{k_3 \cdot e}{T^2}, \qquad (2.2)$$

Где k_1, k_2, k_3 – эмпирические коэффициенты (см. таблицу 1.2);
P – атмосферное давление, Па;
T – температура воздуха, К;
e – парциальное давление водяного пара, Па.

Таблица 2.1 – Значения коэффициентов μk_1, μk_2, k_3 формулы для расчета показателя преломления радиоволн

№	μk_1, К/Па	μk_2, К/Па	k_3, К2/Па	Год	Источ-ник
1	$(7.761 \pm 0.001) \cdot 10^{-7}$	$(7.20 \pm 0.90) \cdot 10^{-7}$	$(3.750 \pm 0.030) \cdot 10^{-3}$	1953	[1]
2	$(7.759 \pm 0.008) \cdot 10^{-7}$	$(7.20 \pm 1.10) \cdot 10^{-7}$	$(3.750 \pm 0.030) \cdot 10^{-3}$	1963	[2]
3	$(7.760 \pm 0.001) \cdot 10^{-7}$	$(6.479 \pm 0.008) \cdot 10^{-7}$	$(3.776 \pm 0.004) \cdot 10^{-3}$	1974	[3]

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

$$n = 1 + k_1 \cdot R_C \cdot \rho_C + k_2 \cdot R_П \cdot \rho_П + \frac{k_3 \cdot R_П \cdot \rho_П}{T} =$$
$$= 1 + k_1 \cdot R_C \cdot \rho + \left(k_2 - k_1 \frac{R_C}{R_П} \right) \cdot R_П \cdot \rho_П + \frac{k_3 \cdot R_П \cdot \rho_П}{T} =$$
$$= 1 + k_1 \cdot R_C \cdot \rho + \left(k_2' \cdot R_П + \frac{k_3 \cdot R_П}{T} \right) \cdot \rho_П = 1 + N_C + N_П \quad (2.3)$$

Где R_C – 287.0538 Дж/(кг·К);

$R_П$ – 461.526 Дж/(кг·К)

k_2' – $k_2 - k_1 \frac{R_C}{R_П}$

С учетом формулы для показателя преломления получается:

$$\Delta L_{TP} = \int_0^L N_C dl + \int_0^L N_П dl \quad (2.4)$$

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 [5]:

$$\Delta L_{TP} = \Delta L_C + \Delta L_П \quad (2.5)$$

Где ΔL_C – гидростатическая часть пространственной задержки сигнала, м;

$\Delta L_П$ – пространственная задержка сигнала, обусловленная распространением радиоволн в водяном паре, м.

Гидростатическая задержка сигнала может быть представлена следующим образом:

$$\Delta L_C(\beta) = k_1 \cdot R_C \cdot \int_0^L \rho dl = \Delta L_C(90^\circ) \cdot m_C(\beta) \quad (2.6)$$

.

Где $\Delta L_C(90^\circ)$ – гидростатическая задержка радиосигнала в тропосфере при вертикальном распространении;

$m_C(\beta)$ – отображающая функция, зависящая от угла места навигационного спутника;

β – угол места спутника.

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

$$\Delta L_C(90^\circ) = k_1 \cdot R_C \cdot \int_0^\infty \rho dz \quad (2.7)$$

.

Поскольку приземное атмосферное давление определяется как:

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

,

Где g_m – $9.784 \cdot (1 - 0.00266 \cdot \cos(2\varphi) - 0.00028 \cdot 10^{-3} \cdot$ [illegible]

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:

$$\Delta L_C(90^\circ) = \frac{k_1 \cdot R_C \cdot P_0}{g_m} = \frac{2.2768 \cdot 10^{-5}}{\left[1 - 0.00266 \cdot \cos(2\varphi) - 0.00028 \cdot 10^{-3} \cdot h\right]} \cdot P_0 \quad (2.9)$$

,

Где φ – широта места;
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.

Отображающая функция по определению равна:

$$m_C(\beta) = \frac{\Delta L_C(\beta)}{\Delta L_C(90^\circ)} = \frac{\int_0^L \rho dl}{\int_0^\infty \rho dz}, \qquad (2.10)$$

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

$$m_C(\beta) = \frac{1}{\sin\beta + \frac{a}{\sin\beta + \frac{b}{\sin\beta + c}}}, \qquad (2.11)$$

где a – $1.237 \cdot 10^{-3} + 1.316 \cdot 10^{-9} \cdot (P_0 - 10^5) + 1.378 \cdot 10^{-6} \cdot (T_0 - 288.15) + 8.057 \cdot 10^{-7} \cdot \sqrt{e_0}$;
b – $3.333 \cdot 10^{-3} + 1.946 \cdot 10^{-9} \cdot (P_0 - 10^5) + 1.040 \cdot 10^{-7} \cdot (T_0 - 288.15) + 1.747 \cdot 10^{-8} \cdot \sqrt{e_0}$
c – 0.078;
T_0 – приземная температура воздуха, К;
e_0 – приземное значение парциального давления водяного пара, Па.

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

$$\Delta L_{П}(\beta) = \int_0^L \left(k_2' \cdot R_{П} + \frac{k_3 \cdot R_{П}}{T} \right) \cdot \rho_{П} dl = \Delta L_{П}(90^{\circ}) \cdot m_{П}(\beta) \quad (2.12)$$

где $\Delta L_{П}(90^{\circ})$ – задержка радиосигнала в водяном паре при вертикальном распространении;

$m_{П}(\beta)$ – 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:

$$\Delta L_{П}(90^{\circ}) = \int_0^{\infty} \left(k_2' \cdot R_{П} + \frac{k_3 \cdot R_{П}}{T} \right) \cdot \rho_{П} dz = \left(k_2' \cdot R_{П} + \frac{k_3 \cdot R_{П}}{T_m} \right) \cdot \int_0^{\infty} \rho_{П} dz \quad (2.13)$$

Где T_m – взвешенное значение температуры воздуха, К.

Поскольку интегральное содержание водяного пара в столбе воздуха определяется выражением $v = \int_0^{\infty} \rho_{П} dz$, то получается:

$$\Delta L_{П}(90^{\circ}) = \left(k_2' \cdot R_{П} + \frac{k_3 \cdot R_{П}}{T_m} \right) \cdot v \quad (2.14)$$

Так как по определению параметр T_m равен:

$$T_m = \frac{\int_0^{\infty} \frac{e}{T} dz}{\int_0^{\infty} \frac{e}{T^2} dz} \quad (2.15)$$

то значения данного параметра определяются вертикальным распределением влажности и сильно зависят от приземной температуры воздуха. На основе статистической обработки данных радиозондирования над территорией США в диапазоне широт от 27º до 65º с.ш. получена следующая зависимость:

$$T_m = 70.2 + 0.72 \cdot T_0, \tag{2.16}$$

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

Задержка радиосигнала во влажном воздухе зависит в первую очередь от значений интегрального содержания водяного пара (0.6 мм/кг/м*м) и в меньшей мере от приземного значения температуры воздуха (0.5 мм/К). Отображающая функция, показывающая зависимость задержки сигнала во влажном воздухе от угла места спутника, может быть определена по формуле Ифадиса [5]:

$$m_{\Pi}(\beta) = \frac{1}{\sin\beta + \dfrac{a}{\sin\beta + \dfrac{b}{\sin\beta + c}}}, \tag{1.17}$$

где a – $5.236 \cdot 10^{-3} + 2.471 \cdot 10^{-9} \cdot (P_0 - 10^5) + 1.724 \cdot 10^{-7} \cdot (T_0 - 288.15) + + 1.328 \cdot 10^{-6} \cdot \sqrt{e_0}$,

b – $1.705 \cdot 10^{-3} + 7.384 \cdot 10^{-9} \cdot (P_0 - 10^5) + 3.767 \cdot 10^{-7} \cdot (T_0 - 288.15) + + 2.147 \cdot 10^{-6} \cdot \sqrt{e_0}$

с – 0.05917.

С помощью наземных измерений задержек радиосигнала в тропосфере возможно восстановление вертикального профиля показателя преломления

радиоволн с последующим расчетом вертикальных профилей метеорологических параметров – температуры и влажности воздуха.

В соответствии с формулой (2.3) в предположении сферически-слоистой атмосферы пространственная задержка радиосигнала в тропосфере может быть записана как

$$\Delta L_{TP}(\beta) = \int_0^h \frac{1}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta}{(R+z)^2 \cdot n^2(z)}}} N(z)dz \quad (2.21)$$

,

Где β – угол места навигационного спутника;

N(z) – n(z)-1;

R – радиус Земли, м;

n_0 – показатель преломления радиоволн у земной поверхности.

2.2 Представление прямой задачи в матричном виде

Запись формулы задержки радиосигнала в атмосфере в матричном виде Интеграл представлен виде суммы слагаемых

$$\begin{pmatrix} \Delta L_1 \\ \Delta L_1 \\ \dots \\ \Delta L_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dfrac{dz_{11}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta_{11}}{(R+z_{11})^2 \cdot n^2(z_{11})}}} & K & \dfrac{dz_{1m}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta_{1m}}{(R+z_{1m})^2 \cdot n^2(z_{1m})}}} \\ M & O & M \\ \dfrac{dz_{n1}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta_{n1}}{(R+z_{n1})^2 \cdot n^2(z_{n1})}}} & L & \dfrac{dz_{nm}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 \cdot n_0^2 \cdot \cos^2 \beta_{nm}}{(R+z_{nm})^2 \cdot n^2(z_{nm})}}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} (n_1 - 1) \\ (n_2 - 1) \\ \dots \\ (n_n - 1) \end{pmatrix}$$

Для удобства дальнейшего рассмотрения, запишем выражение для прямой задачи в общем виде. Для наших целей будет вполне достаточным следующее представление такой задачи:

$$\mathbf{y} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}$$

A – оператор прямой задачи, устанавливающей причинно-следственную связь между **x** и **y. y** описывает следствие некоторого процесса, причина которого определяется функцией **x.** Где **x** и **y** являются элементами множества вещественных чисел и представляют собой путь вдоль траектории радиолуча и пространственная задержка сигнала в тропосфере.

$$y = \begin{pmatrix} L_1 \\ L_1 \\ \dots \\ L_n \end{pmatrix}$$

$$A = \begin{pmatrix} \dfrac{dz_{11}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 n_0^2 \cos^2 \beta_{11}}{(R + z_{11})^2 n^2(z_{11})}}} & \cdots & \dfrac{dz_{1m}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 n_0^2 \cos^2 \beta_{1m}}{(R + z_{1m})^2 n^2(z_{1m})}}} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \dfrac{dz_{n1}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 n_0^2 \cos^2 \beta_{n1}}{(R + z_{n1})^2 n^2(z_{n1})}}} & \cdots & \dfrac{dz_{nm}}{\sqrt{1 - \dfrac{R^2 n_0^2 \cos^2 \beta_{nm}}{(R + z_{nm})^2 n^2(z_{nm})}}} \end{pmatrix}$$

$$x = \begin{pmatrix} (n_1 - 1) \\ (n_2 - 1) \\ \dots \\ (n_n - 1) \end{pmatrix}$$

Из представленной записи видно что каждая формула представляет собой элемент матрицы (вектора). Число элементов в матрице определяется количеством углов, под которыми производятся измерения.

2.3 Алгоритм решения прямой задачи

Для решения прямой задачи разработан алгоритм реализованный на языке Java. Java — кроссплатформенный, объектно-ориентированный язык программирования, разрабатываемый компанией Sun Microsystems и официально выпущенный 23 мая 1995 года Программы на Java транслируются в байт-код, выполняемый виртуальной Java - машиной (JVM) — программой, обрабатывающей байтовый код и передающей инструкции оборудованию как интерпретатор, но с тем отличием, что байтовый код, в отличие от текста, обрабатывается значительно быстрее.

Достоинство подобного способа выполнения программ — в полной независимости байт-кода от ОС и оборудования, что позволяет выполнять Java-приложения на любом устройстве, которое поддерживает виртуальную машину. Другой важной особенностью технологии Java является гибкая система безопасности благодаря тому, что исполнение программы полностью контролируется виртуальной машиной. Любые операции, которые превышают установленные полномочия программы (например, попытка несанкционированного доступа к данным или соединения с другим компьютером) вызывают немедленное прерывание. Это позволяет пользователям загружать программы, написанные на Java, на их компьютеры (или другие устройства, например, мобильные телефоны) из неизвестных источников, при этом не опасаясь заражения вирусами, пропажи ценной информации, и т. п.

Часто к недостаткам концепции виртуальной машины относят то, что исполнение байт-кода виртуальной машиной может снижать производительность программ и алгоритмов, реализованных на языке Java. Данное утверждение было справедливо для первых версий виртуальной машины Java, однако в последнее время оно практически потеряло актуальность. Этому способствовал ряд усовершенствований: применение технологии JIT (Just-In-Time compilation), позволяющей переводить байт-код в машинный код во время исполнения программы с возможностью сохранения версий класса в машинном коде, широкое использование native-кода в стандартных библиотеках, а также аппаратные средства, обеспечивающие ускоренную обработку байт-кода (например, технология Jazelle, поддерживаемая некоторыми процессорами фирмы ARM).

- Основные возможностиавтоматическое управление памятью
- Расширенные возможности обработки исключительных ситуаций;
- Богатый набор средств фильтрации ввода/вывода;
- Набор стандартных коллекций, таких как массив, список, стек и т. п.;
- Наличие простых средств создания сетевых приложений
- Наличие классов, позволяющих выполнять HTTP-запросы и обрабатывать ответы;строенные в язык средства создания многопоточных приложений; унифицированный доступ к базам данных.поддержка шаблонов (начиная с версии 1.5)Для работы с матричными преобразования был подключен и использован пакет Jama [6] [7]

2.4 Алгоритм решения прямой задачи

Для решения обратной задачи был разработан алгоритм: осуществляющий инициализацию начальных профилей температуры, влажности воздуха и атмосферного давления. Решается система уравнений осуществляющая моделирование процесса распределения радиосигнала в тропосфере. В результате решения прямой задачи определяется значение задержек радиосигнала для заданного диапазона углов места спутника. Разработанный алгоритм представлен на рисунке 2.1 и 2.2

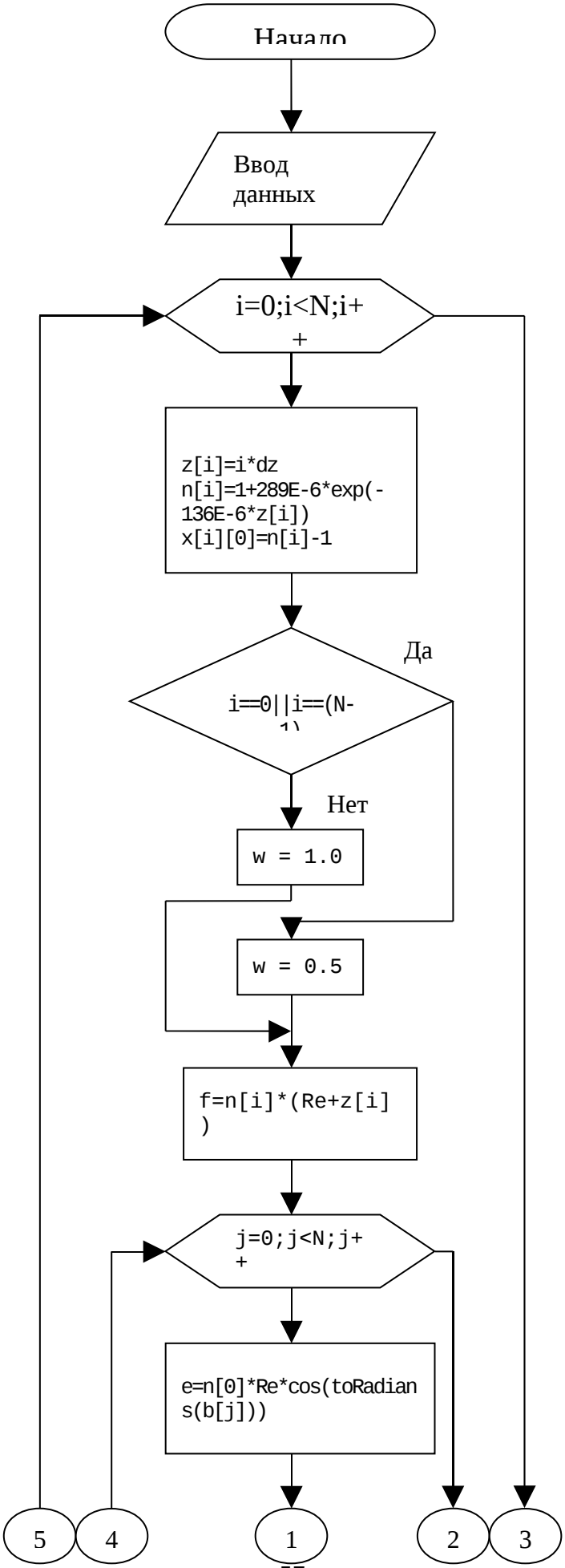
Начало
Ввод данных
i=0;i<N;i++
z[i]=i*dz
n[i]=1+289E-6*exp(-136E-6*z[i])
x[i][0]=n[i]-1
Да
i==0||i==(N-1)
Нет
w = 1.0
w = 0.5
f=n[i]*(Re+z[i])
j=0;j<N;j++
e=n[0]*Re*cos(toRadians(b[j]))
5
4
1
2
3

Рисунок 2.1 Алгоритм решения прямой задачи

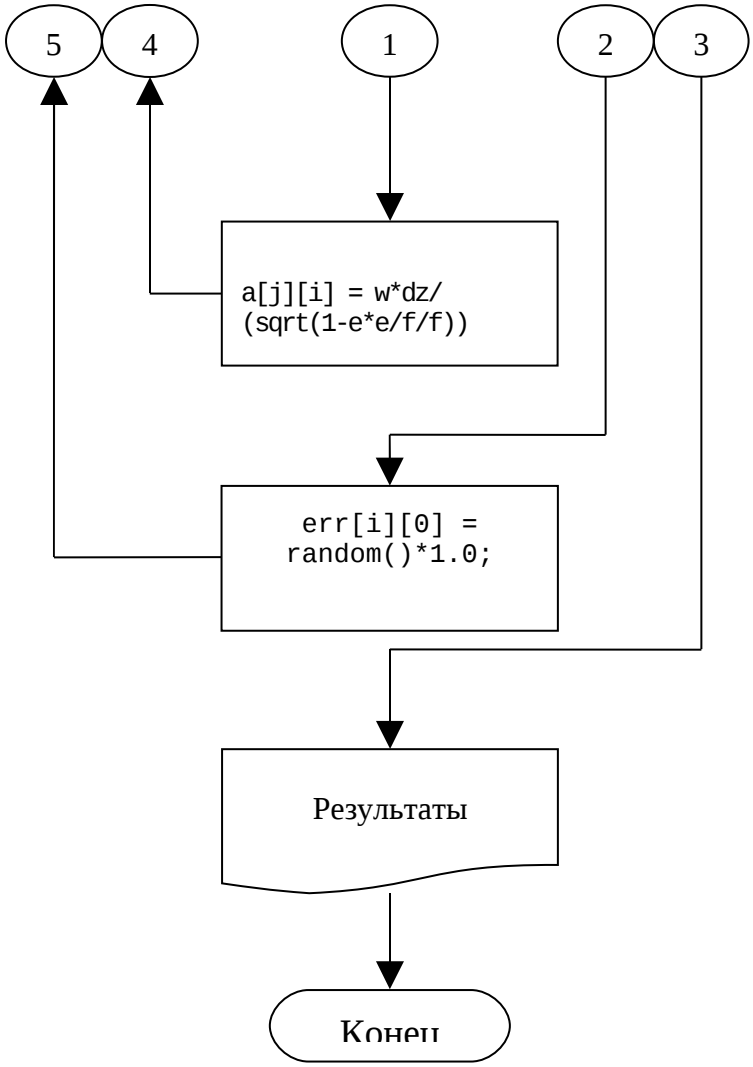

Рисунок 2.2 Алгоритм решения прямой задачи

2.5 Результаты прямой задачи

Для тестировании работы модели связанной с решением прямой задачи дистанционного зондирования, был осуществлен расчет задержек рассмотренных при геометрии расположения спутников от 0 градусов, до 90 и давлении 101325 Па. изображенный на рисунке расположенном ниже

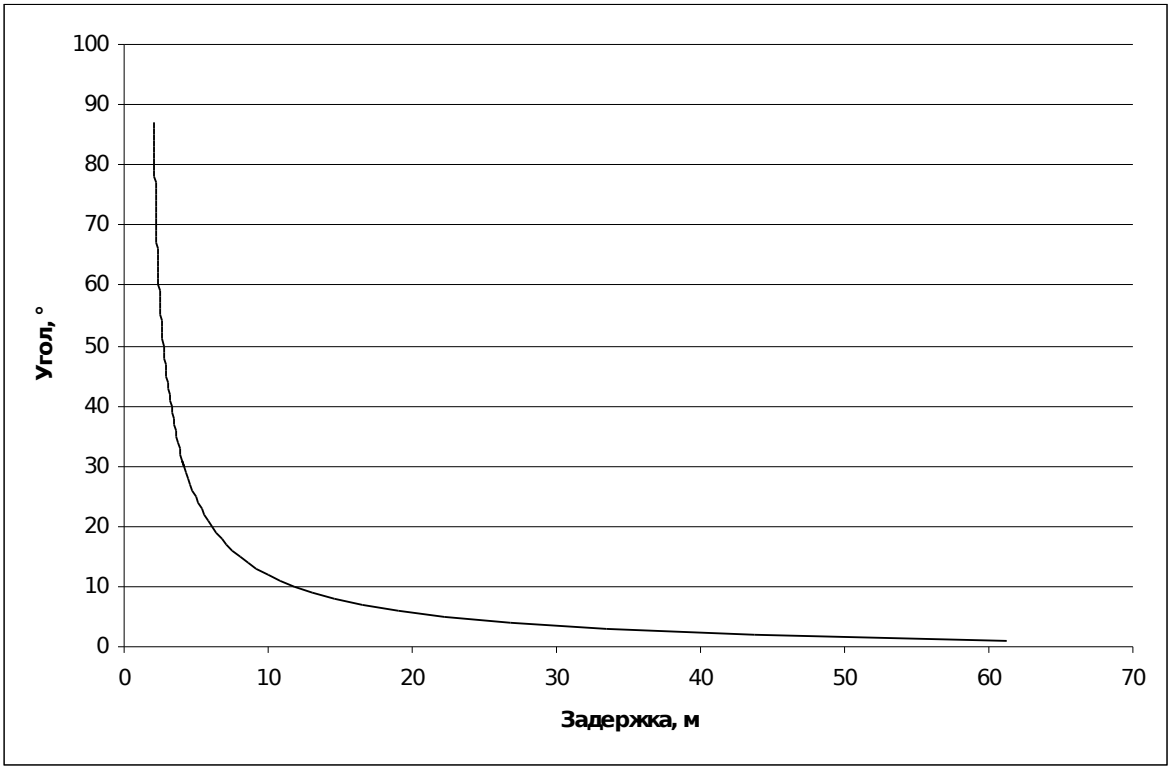

Рисунок 2.3 Зависимость тропосферной задержки от углов при давлении 101325Па

Вывод

Во второй главе сформулирована прямая задача дистанционного зондирования, произведен вывод расчетных формул. Представлена запись прямой задачи в матричном виде с описанием подробного математического аппарата по работе с матрицами. Выявлена зависимость задержки от приземного давления (при уменьшении приземного давления, задержка уменьшается).

3 Решение обратной задачи дистанционного зондирования

К обратным задачам относят задачи определения некоторых физических свойств объектов в зависимости от координат или в виде функций других параметров. Процедура решения таких задач, состоящих в обращении причинно-следственных связей, связана с преодолением серьезных математических трудностей. Успех ее сильно зависит как от качества и количества полученной из эксперимента информации, так и от способа ее обработки.

3.1 Корректные и некорректные математические задачи:

Математическая задача корректна, когда имеет:

1) Решение при любых допустимых исходных данных (существование решения); среди исходных данных нет противоречащих друг другу условий, что исключало бы возможность решения задачи;

2) Каждым исходным данным u соответствует только одно решение (однозначность задачи); исходных данных достаточно для однозначной определённости решения задачи. Эти два условия обычно называют условиями математической определённости задачи. Решение устойчиво Если u1 и u2 - два различных набора исходных данных, мера уклонения которых друг от друга достаточно мала, то мера уклонения решений z1 = R (u1) и z2 = R (u2) меньше любой наперёд заданной меры точности. При этом предполагается, что в многообразии U = {u} допустимых исходных данных и в многообразии возможных решений Z = {z} установлено понятие меры уклонения (или меры близости) r(u1, u2) и r*(z1, z2). Третье условие обычно трактуется как физическая детерминированность задачи. Это объясняется тем, что исходные данные физической задачи, как правило, задаются с некоторой погрешностью; при

нарушении же третьего условия как угодно малые возмущения исходных данных могут вызывать большие отклонения в решении. Задачи, имеющие принципиальное математическое решение, но неразрешимые вследствие слишком большого влияния случайных погрешностей измерений, получили название "некорректных", точнее "некорректно поставленных" задач. Задачи, не удовлетворяющие хотя бы одному условию корректности (в обратных задачах наиболее часто нарушается последнее), так же называются некорректными задачами. В частности, к таким задачам относятся любые задачи, в принципе решаемые методом наименьших квадратов, но с плохой матрицей A, т.е. такой, что величины(ATA)-1ii слишком велики, в результате все коэффициенты модели оказываются незначимыми, а физическая природа задачи такова, что экспериментатор не может существенно изменить матрицу A путем надлежащего выбора экспериментальных точек .Для решения такого рода задач, разработаны общие приемы, получившие название "методы статистической регуляризации". Суть их состоит во внесении в сам процесс решения некоторой априорной (до опыта) информации о виде искомого распределения. Прежде всего, следует отметить, что метод наименьших квадратов по существу также представляет простейший прием статистической регуляризации. Ведь здесь мы предполагаем, что искомая зависимость описывается кривой, определяемой относительно небольшим числом параметров (m) и за счет измерения в большем числе экспериментальных точек (n) можем получить достаточно "устойчивое" решение.Уменьшение числа искомых коэффициентов b неуклонно ведет к повышению "точности" их определения. Но это совсем не значит, что решение с наименьшим числом параметров и будет наилучшим; оно будет наименее чувствительным к погрешностям эксперимента, но при этом может быть неадекватным, т.е. практически не описывает результат данного эксперимента. Если "устойчивость" решения, т.е величина относительной погрешности коэффициентов модели при минимальном m, при котором

решение еще адекватно, нас удовлетворяет, то мы можем ограничиться методом наименьших квадратов, как единственным приемом статистической регуляризации [8][9][10].

3.2 Метод регуляризации для решения обратных задач

С помощью наземных измерений задержек радиосигнала в тропосфере возможно восстановление вертикального профиля показателя преломления радиоволн с последующим расчетом вертикальных профилей метеорологических параметров – температуры и влажности воздуха. Измерения задержек радиосигналов, приходящих под различными углами места навигационных спутников, с помощью наземной сети приемных устройств, позволяют получить систему уравнений [8][9][10]:

$$\mathbf{y} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}$$

Здесь $\mathbf{y}$ – вектор результатов измерений задержек сигнала $\Delta L_{TP}(\beta)$; $\mathbf{A}$ – матрица преобразования (ядро уравнения); $\mathbf{x}$ – вектор значений показателя преломления $N(z)$.Для определения искомого вектора $\mathbf{x}$ (профиля показателя преломления) применяется метод статистической регуляризации Из восстановленного профиля показателя преломления $N(z)$ может быть рассчитан вертикальный профиль влажности воздуха вертикальный профиль плотности воздуха ρ может быть рассчитан в предположении политропной модели атмосферы, где температура с высотой убывает по линейному закону, а атмосферное давление убывает по барометрическому закону. Для определения искомого вектора $\mathbf{x}$ (профиля показателя преломления) применяется метод статистической регуляризации, согласно которому решение получается в результате итерационного процесса:

$$\mathbf{x} = \left[\mathbf{A}^T \mathbf{K}_y^{-1} \mathbf{A} + \mathbf{K}_x^{-1}\right]^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{K}_y^{-1} \mathbf{y}, \qquad (3.1)$$

где $\mathbf{K}_y$ – $\sigma_y^2 \mathbf{I}$

σ_y^2 – дисперсия ошибок измерений ΔL_{TP};

I – единичная матрица;

σ_x^2 – оценка дисперсии N.

3.3 Алгоритм решения обратной задачи

На рисунке (3.1 и 3.2) представлена блок-схема алгоритма обратной задачи.

В алгоритме осуществляется прием исходных параметров углов и тропосферных задержек радиосигнала. Происходит подключение вспомогательных программ. Решается уравнение обратная задача дистанционного зондирования.

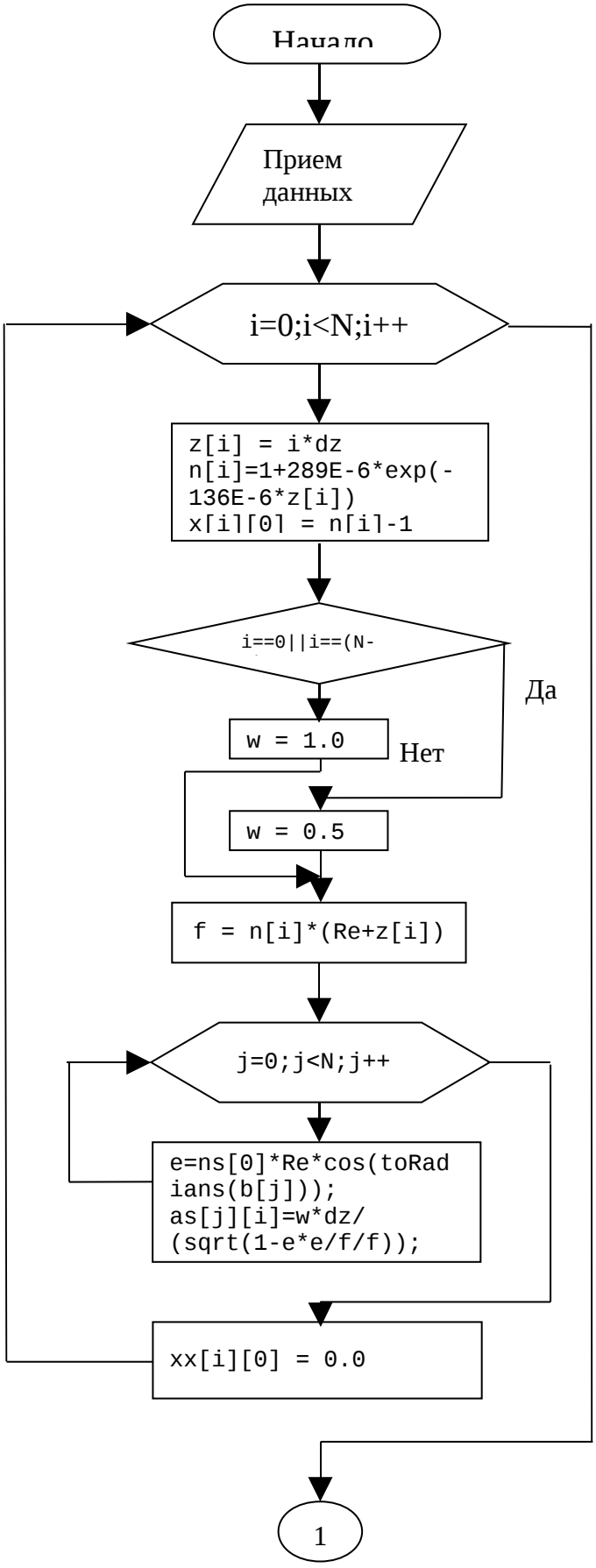

Рисунок 3.1 Алгоритм решения обратной задачи

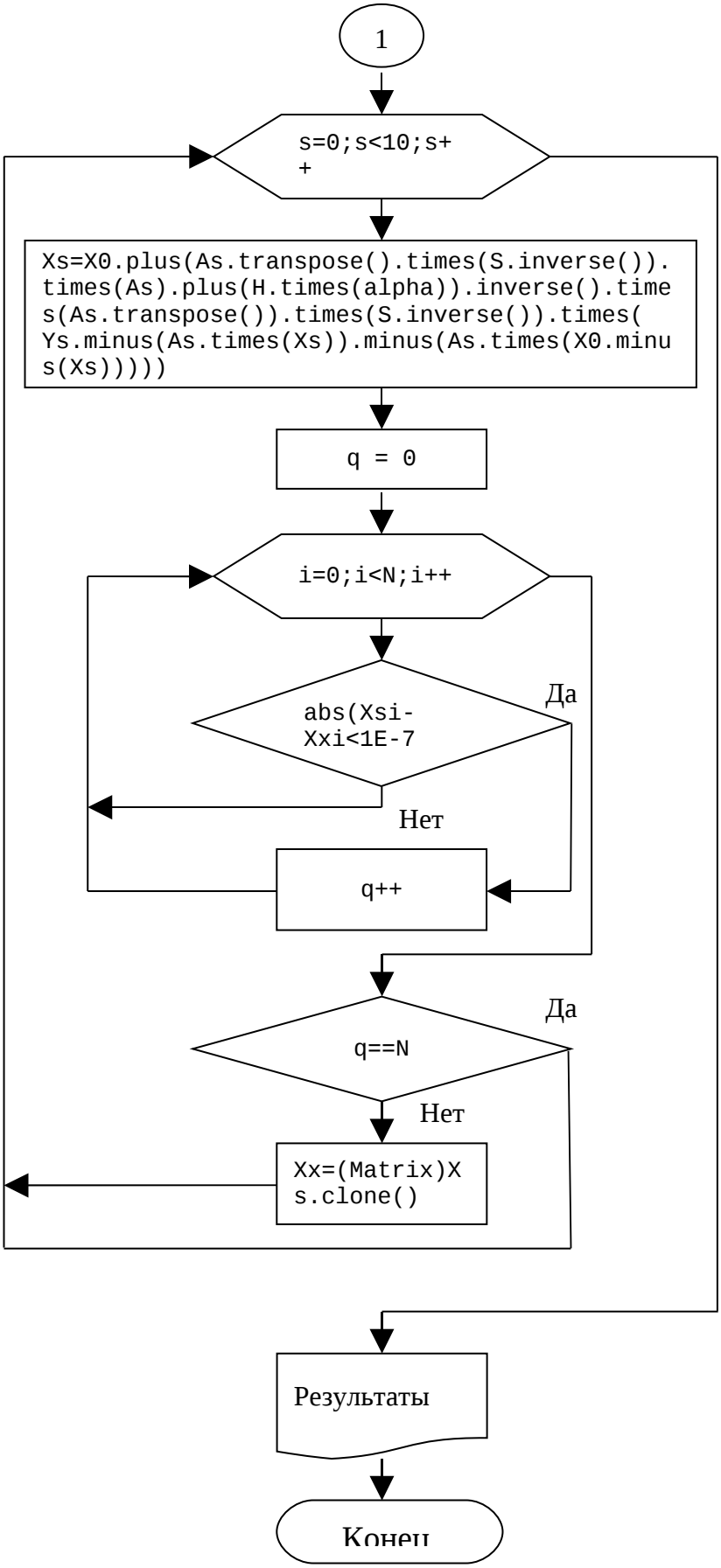

Рисунок 3.1 Алгоритм решения обратной задачи

3.4 Восстановление профиля влажности воздуха

Уравнение для расчета показателя преломления тропосферы:

$$n = 1 + K_1 \frac{P}{T} + K_3 \frac{e}{T^2} \tag{3.2}$$

Массовая доля водяного пара (удельная влажность):

$$q = \frac{\frac{R_d}{R_v}}{P - \left(1 - \frac{R_d}{R_v}\right)e} = \frac{0.022\,e}{P - 0.378\,e}; \tag{3.3}$$

где q – Массовая доля водяного пара.

Из определения удельной влажности можно выразить парциальное давление водяного пара:

$$e = \frac{q\ P_i}{\frac{R_d}{R_v} + q\left(1 - \frac{R_d}{R_v}\right)}. \tag{3.4}$$

При последующих преобразований получается выражение для определения удельной влажности по значениям показателя преломления:

$$q_2 = \frac{R_d}{\frac{R_v\,K_3}{\frac{(n_1)\,T_2^2}{P_2}} - K_1 T_2 - \left(R_v - R_d\right)}; \tag{3.5}$$

На основании уравнения статики:

$$\frac{dP}{dz} = -g\,\rho; \tag{3.6}$$

где γ – 0.0065 К/М
Δz – Толщина слоя

И уравнения состояния влажного воздуха:

$$P = R_d \rho T \left(1 + \frac{R_d}{R_v} - 1 q\right); \quad (3.7)$$

Можно записать

$$\frac{dP}{dz} = \frac{-g \rho}{R_d T \left(1 + \frac{R_d}{R_v} - 1 q\right)}; \quad (3.8)$$

Интегрируя уравнение (3.8) от уровня z_1 до уровня z_2. В предположении политропной атмосферы и постоянства удельной влажности между уровнями (q=const) получаем:

$$\int_{P_1}^{P_2} \frac{1}{P} dP = \int_{z_1}^{z_2} \frac{-g \rho dz}{R_d T \left(1 + \frac{R_d}{R_v} - 1 q\right)}; \quad (3.9)$$

Переходя к переменной интегрирования $dz = \frac{dT}{-\gamma}$ и интегрируя получается:

$$\ln \frac{P_2}{P_1} = \frac{g}{R_d \left(1 + \frac{R_d}{R_v} - 1 q\right) \gamma} \ln \frac{T_2}{T_1}; \quad (3.10)$$

$$P_2 = P_1 \cdot \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{g}{\left(\frac{R_v}{R_d}-1\right)\cdot R_d}}; \qquad (3.11)$$

где P – Давление;
g – Гравитационная постоянная
Rd – 287,054 Дж/(кгК)
Rv – 461,526 Дж/(кгК)

Из зависимости давления насыщения водяного пара над плоской поверхностью воды, описанной формулой Магнуса [5]:

$$E = E_0 \cdot 10^{\frac{7.63\cdot(T-273.15)}{(T-273.15)}}; \qquad (3.12)$$

Из определения относительной влажности воздуха

$$S = \frac{e}{E}; \qquad (3.13)$$

Можно получить формулу для определения температуры по известным значениям парциального давления водяного пара и относительной влажности:

$$T_1 = \frac{31.25 \cdot \lg\left(\frac{e_2}{S_2 \cdot E_0}\right) - 2084.1}{\lg\left(\frac{e_2}{S_2 \cdot E_0}\right) - 7.63}; \qquad (3.14)$$

В данном исследовании предлагается для этих целей использовать зависимость относительной влажности воздуха от температуры и получить профиль температуры воздуха из предположения известного профиля относительной влажности, которое задается экспоненциальной моделью:

$$S_i = S_{trop} + (S_0 - S_{trop}) \cdot \exp\left(\frac{-z_i}{\lambda}\right) \qquad (3.15)$$

3.5 Алгоритм восстановления профиля влажности

На первом этапе восстанавливается температура воздуха

$$T_i = T_{i-1} - \gamma \cdot \Delta z, \tag{3.16}$$

Среднее значение массовой доли водяного пара между слоями i и i-1

$$\bar{q}_i = \frac{q_i + q_{i-1}}{2}, \tag{3.17}$$

$$P_i = P_{i-1} \cdot \left(\frac{T_i}{T_{i-1}}\right)^{\frac{g}{R_d \cdot \left(1 + \frac{R_v}{R_d} - 1\right) \cdot \bar{q}_i}}, \tag{3.18}$$

$$q_i = \frac{R_d}{\frac{R_v \cdot K_3}{\frac{(n_{i-1}) \cdot T_i^2}{P_i}} - K_1 \cdot T_i} - \left(R_v - R_d\right), \tag{3.19}$$

Парциальное давление водяного пара.

$$e_i = \frac{q_i \cdot P_i}{\frac{R_d}{R_v} + q_i \cdot \left(1 - \frac{R_d}{R_v}\right)} \tag{3.20}$$

$$S_i = S_{trop} + (S_0 - S_{trop}) \cdot \exp\left(\frac{-z_i}{\lambda}\right) \tag{3.21}$$

$$T_i = \frac{31.25 \cdot \lg\left(\frac{e_i}{S_i \cdot E_0}\right) - 2084.1}{\lg\left(\frac{e_i}{S_i \cdot E_0}\right) - 7.63}, \tag{3.22}$$

В алгоритме инициализируются данные решения обратной задачи. Далее по заданным условиям высчитывается показатель профиля влажности.

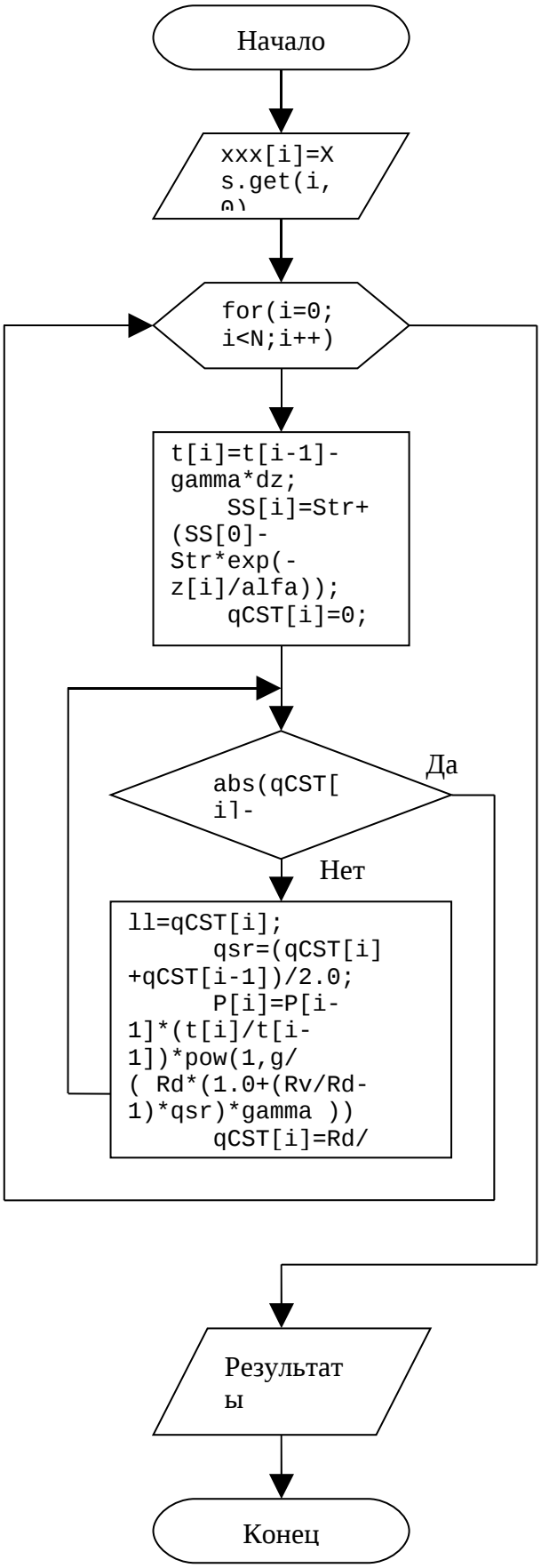

Рисунок 3.2 Алгоритм восстановления профиля влажности

3.6 Результаты решения обратной задачи

Разработанный алгоритм восстановления влажности был разработан на языке программирования Java [6][7] и результаты моделирования представлены на рисунке 3.3

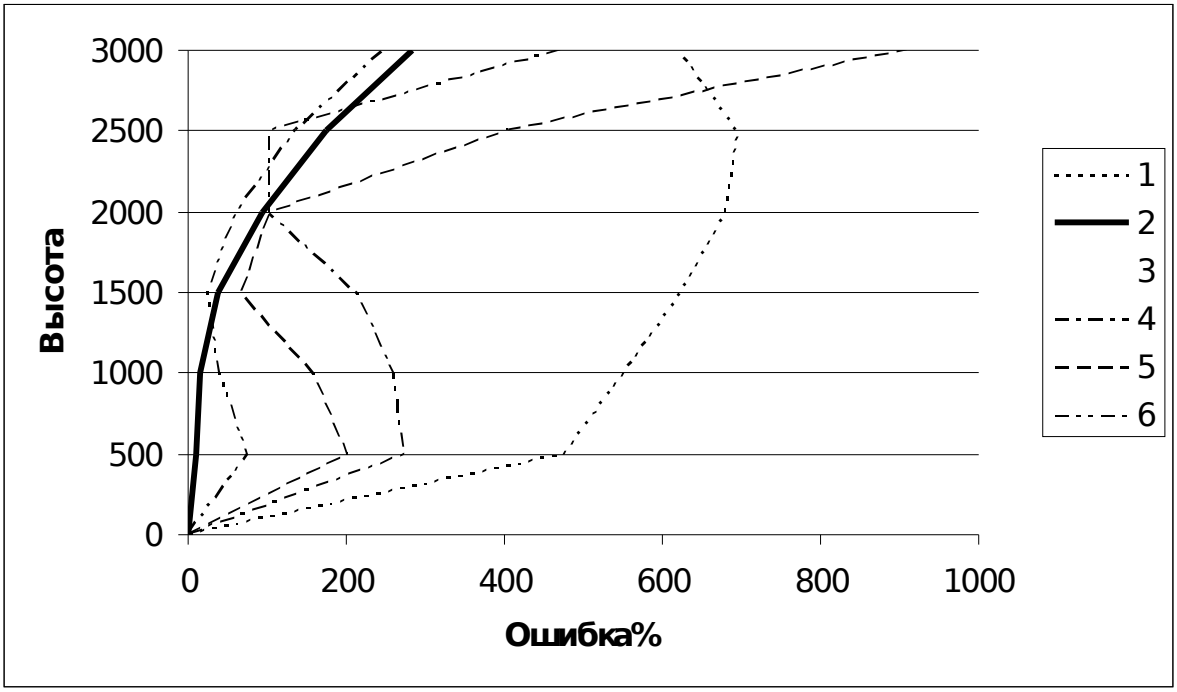

Рисунок 3.3 - Зависимость ошибки определения профиля влажности при различных положениях навигационных спутников над горизонтом (числовые значения соответствуют номерам геометрии расположения спутников представленным в приложении А.1)

На рисунке 3.3 видно, что точность восстановления профиля влажности тем больше, чем меньше угол наблюдения за спутниками.

Выводы

Удалось разработать метод и алгоритм решения обратной задачи дистанционного зондирования, некорректной с математической точки зрения. Удалось разработать метод и алгоритм восстановления профиля влажности по данным обратной задачи. В результате численных экспериментов выявлены оптимальный диапазон углов наблюдения за спутниками.

4 Численные эксперименты решения обратно задачи дистанционного зондирования атмосферы

4.1 Выбор оптимального диапазона углов для наблюдения спутников навигационной системы

Профиль влажности восстанавливается с разной точностью при различных положениях навигационных спутников над горизонтом. По данным полученным в результате подбора оптимальных диапазонов углов был построен график зависимости ошибки определения профиля влажности от положениях навигационных спутников над горизонтом, представленный на рисунке 4.1.

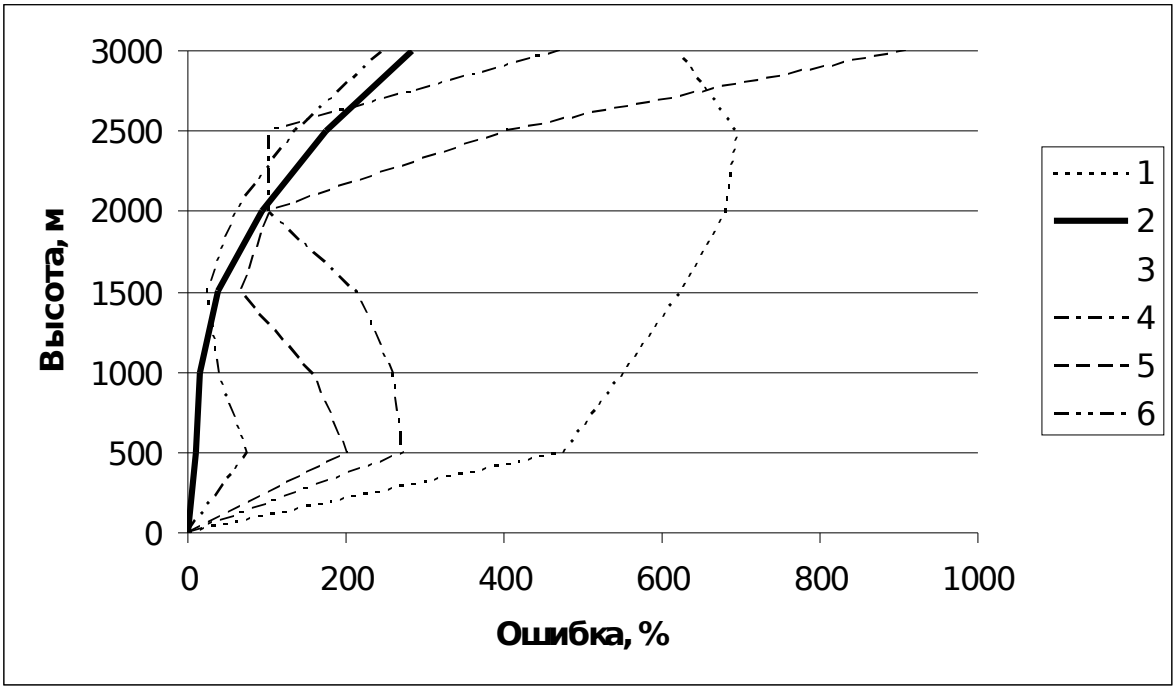

Рисунок 4.1 – Зависимость ошибки определения профиля влажности при различных положениях навигационных спутников над горизонтом (числовые значения соответствуют номерам геометрии расположения спутников представленным в приложении А.1)

Из рисунка 4.1 можно выделить экспериментальные данные под номером 2, которые наилучшим образом удовлетворяют условия минимума ошибок.

4.2 Определение оптимального параметра регуляризации для решения системы уравнений

При использовании оптимального диапазона углов наблюдения за навигационными спутниками, профиль влажности восстанавливается с разной точностью в зависимости от использования параметра регуляризации. В результате экспертных оценок был построен график, представленный на рисунке 4.2, на котором приведены четыре наиболее успешно подобранных параметра.

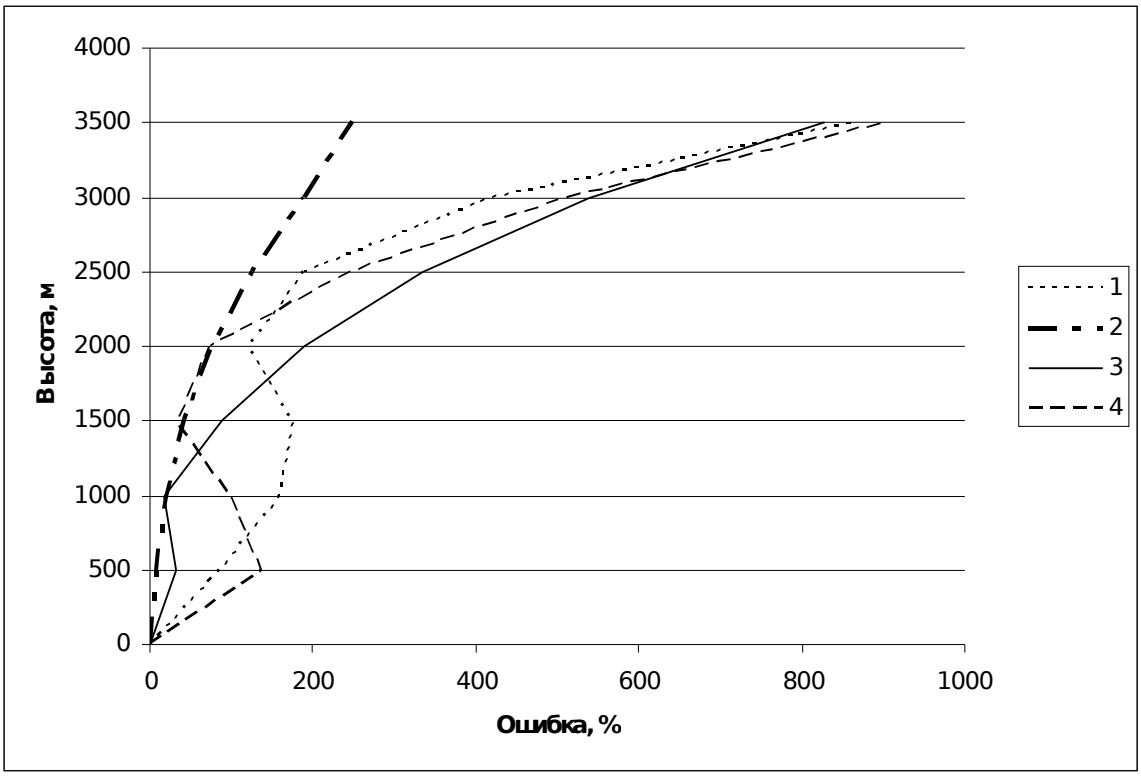

Рисунок 4.2 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от выбора параметра регуляризации (числовые значения соответствуют

матрицам стабилизации представленным в приложении А.3, А.4, А.5, А.6 соответственно)

Из рисунка 4.2 видно, что наименьшую вероятность ошибки можно получить в результате использования параметра регуляризации под номером 2.

4.3 Влияние значения метеорологических параметров на точность решения обратной задачи

При использовании оптимального диапазона углов наблюдения за навигационными спутниками и оптимального параметра регуляризации в расчете обратной задачи можно выделить зависимость восстановления профиля влажности от значений метеорологических параметров. Ниже представлены графики зависимости влияния различных метеорологических параметров на точность решения обратной задачи.

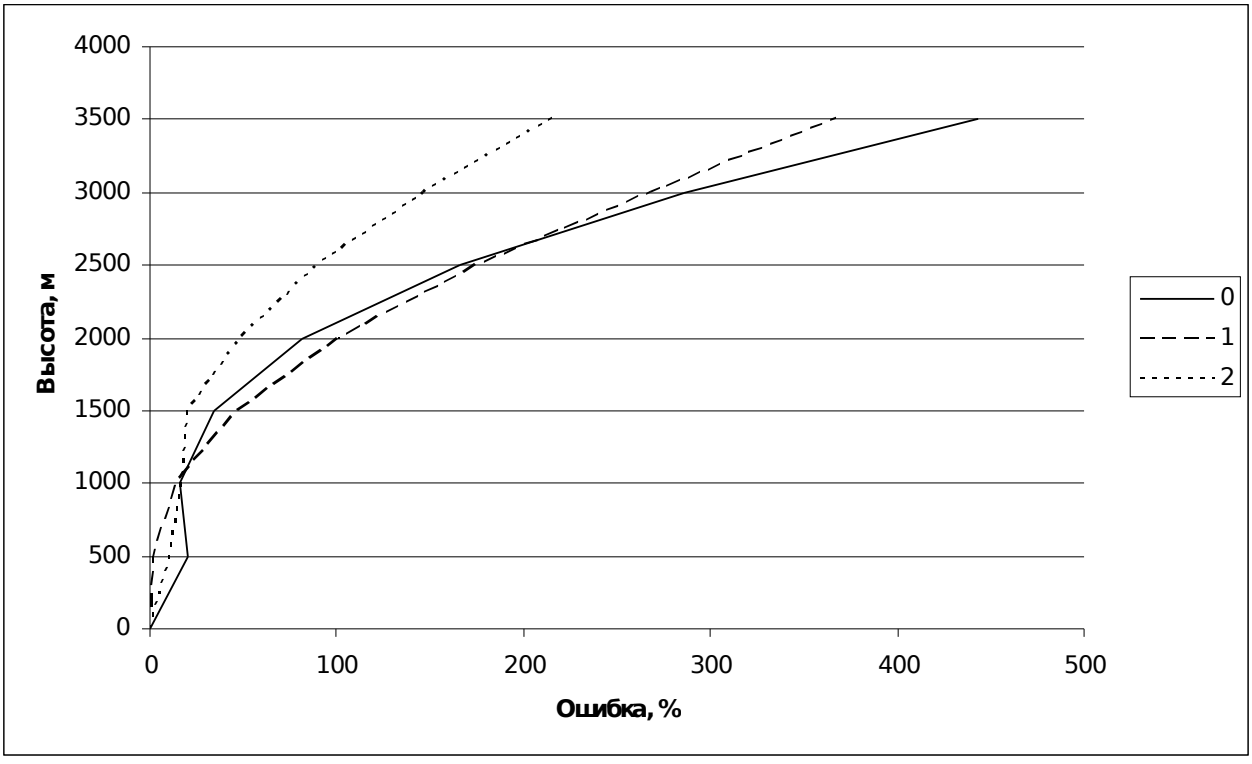

Рисунок 4.3 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от атмосферного давления (числовые значения соответствуют номерам экспериментов представленным в приложении А.2)

На рисунке 4.3 видно, что при повышении давления уменьшаются ошибки восстановления профиля влажности, что связано с увеличением самой задержки и как следствие с уменьшением относительной погрешности её измерения.

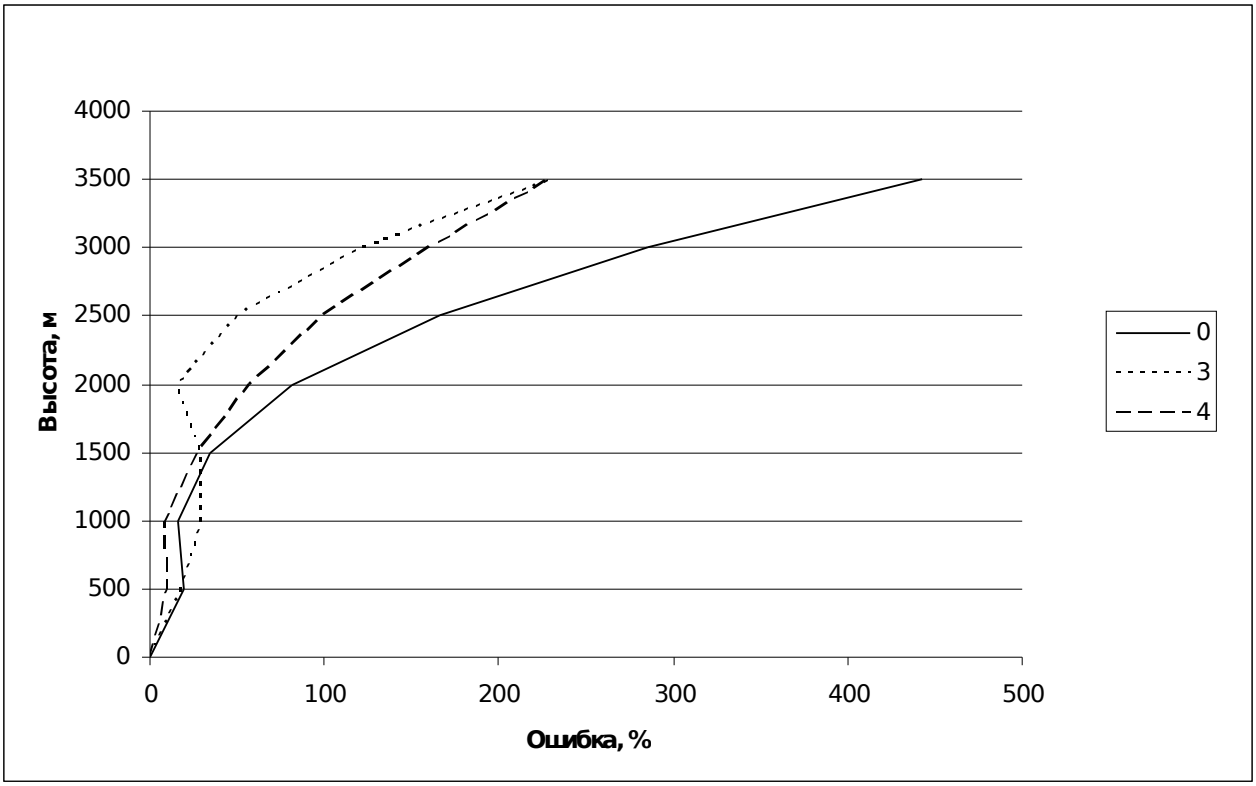

Рисунок 4.4 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от значения температуры (числовые значения соответствуют номерам экспериментов представленным в приложении А.2)

На рисунке 4.4 видно, что при повышении температуры уменьшается вероятность ошибки восстановления профиля влажности, что связано с влиянием температуры на вертикальный профиль атмосферного давления,

который в свою очередь непосредственно влияет на ошибку восстановления профиля влажности.

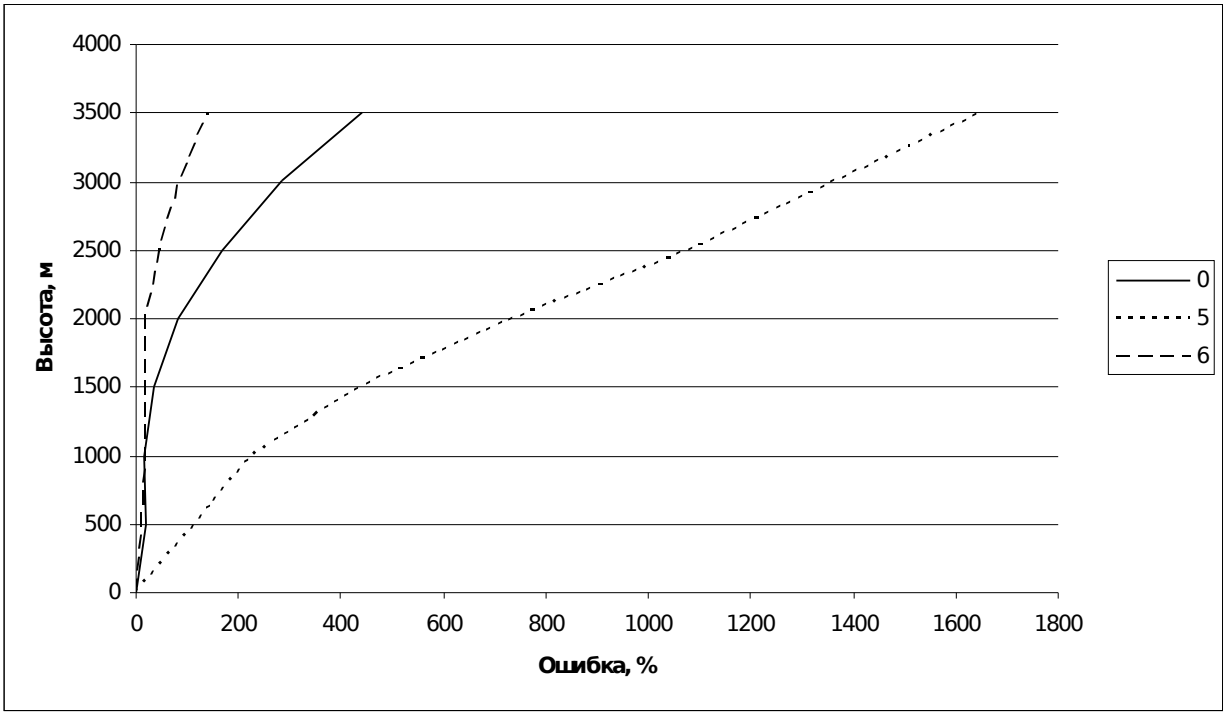

Рисунок 4.5 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от парциального давления водяного пара (числовые значения соответствуют номерам экспериментов представленным в приложении А.2)

На рисунке 4.5 видно, что при увеличении парциального давления водяного пара, ошибка восстановления профиля влажности становится намного меньше, что связано с увеличением задержки радиосигнала в более влажном воздухе и уменьшением погрешности измерения.

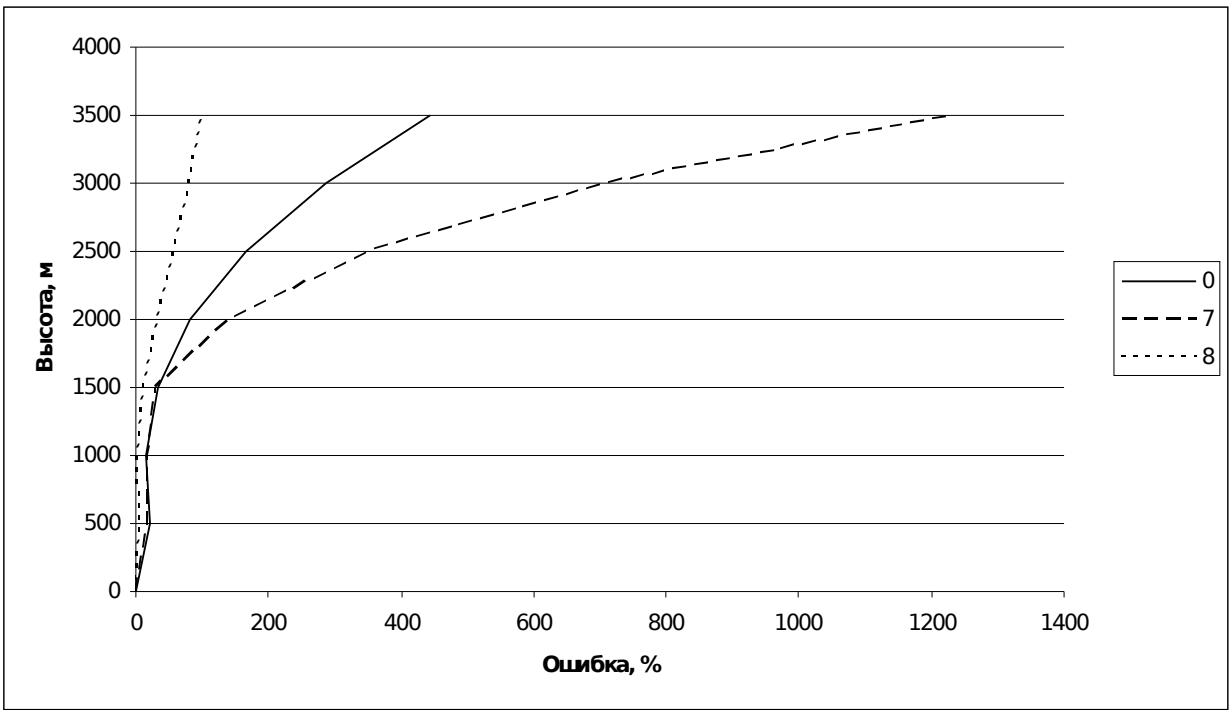

Рисунок 4.6 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от вертикального распределения влажности с высотой (числовые значения соответствуют номерам экспериментов представленным в приложении А.2)

На рисунке 4.6 видно, что при профиле с медленным убыванием влажности с высотой наблюдаются наименьшие ошибки расчетов, что объясняется большим влагосодержанием в атмосфере.

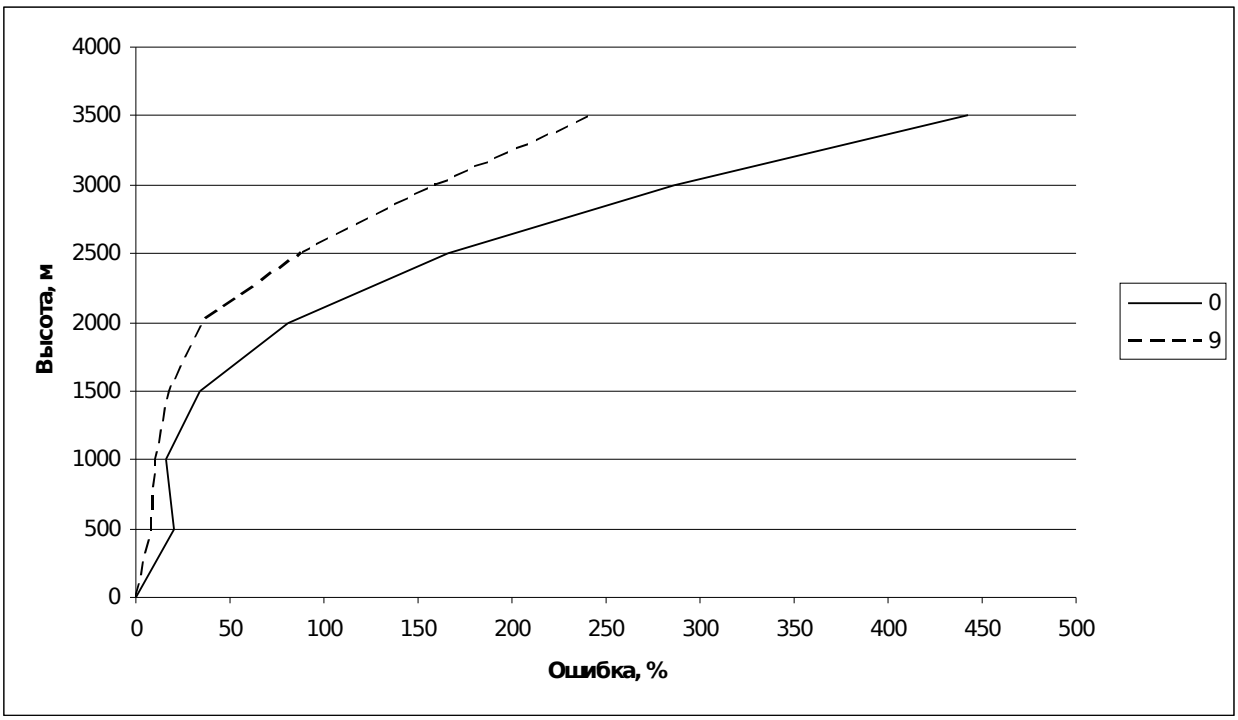

Рисунок 4.7 – Зависимость ошибки определения профиля влажности от профиля температуры (числовые значения соответствуют номерам экспериментов представленным в приложении А.2)

Из рисунка 4.7 видно, что при уменьшении градиента температуры уменьшаются ошибки в восстановлении профиля влажности, что связано с повышением температуры в исследуемых нами слоях атмосферы, что в свою очередь приводит к повышению давления и как следствие уменьшению погрешности измерения.

Выводы

В результате численных экспериментов по решению обратной задачи была определена зависимость в определении точности восстановления профиля влажности от углов под которыми проходило зондирование. Чем больше углы – тем хуже восстановленный профиль влажности. Найдены оптимальные коэффициенты регуляризации, для расчета профиля восстановления влажности. Определена зависимость между точностью

восстановления профиля влажности и значениями приземных метеорологических параметров.

Заключение

В результате проделанной работы над дипломным проектом получены следующие результаты:

1) Создан алгоритм решения прямой задачи дистанционного зондирования;

2) Разработана математическая модель осуществляющая расчет тропосферных задержек. Данная модель используется для имитации данных программного комплекса дистанционного зондирования атмосферы сигналами глобальной навигационной спутниковой системы;

3) Проведена работа по подбору оптимального метода решения обратной задачи дистанционного зондирования;

4) Создан алгоритм решения обратной задачи дистанционного зондирования, основанный на использовании метода Тихонова;

5) Разработан программный комплекс для решения обратной задачи дистанционного зондирования и восстановления профиля влажности;

6) Проведены численные эксперименты по определению оптимальных значений входных данных при решении обратных задач, для минимизации ошибок. Выявлены оптимальные диапазоны углов, параметра регуляризации и влияние значения метеорологических параметров.

Итогом данного дипломного проекта является программный комплекс, на языке программирования Java, предназначенный для восстановления профиля влажности в слое от 0 до 3500 метров.

Информация полученная с помощью данного программного комплекса может быть использована в численных моделях прогноза погоды с целью увеличения достоверности получаемых результатов. В качестве дальнейших исследований и продолжения работ в данном направлении может стать улучшение алгоритма обратной задачи, использование более совершенных моделей восстановления параметров в атмосфере.

Список используемых источников

1. Спутниковая система навигации. - Режим доступа к документу: http://wiki.googis.info/Спутниковая_система_навигации
2. Системы спутниковой навигации ГЛОНАСС и GPS. Е.А.Поваляев, С.В.Хуторной. Chip News. - Режим доступа к документу: http://www.chipinfo.ru/literature/chipnews/200110/9.html
3. Спутниковые навигационные системы GPS и ГЛОНАСС Сергей Ярошенко" IT News". - Режим доступа к документу: http://www.citforum.ru/hardware/articles/gps_glonass/
4. Дифференциальные системы спутниковой навигации. Обзор современного состояния Е. Поваляев, С. Хуторной - Режим доступа к документу: www.chip-news.ru/archive/chipnews/200206/2.html
5. Чукин В.В. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПОДСИСТЕМ ГЛОНАСС И GPS ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ - Режим доступа к документу: http://www.chukin.ru/publish/3_science_report/
6. Java - Режим доступа к документу: http://ru.wikipedia.org/wiki/Java
7. Флэнаган Д. Java в примерах. Справочник 2-е издание – Пер. с англ.- СПб: Символ-Плюс.2003. – 664 с.
8. Тихонов А.Н Численные методы решения некорректных задач. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. Лит., 1990. – 232 с.
9. Тихонов А.Н Методы решения некорректных задач. Учебное пособие для вузов. Изд. 3-е, исправленное. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. Лит., 1986. – 288 с.
10. Киселев В.Н. Математическое обеспечение автоматизированной обработки данных аэрологических наблюдений, выполненных с помощью зарубежных измерительных систем. Учебное пособие. – Л., изд. ЛГМИ. – 106 с.

Приложение А

Таблица А.1

N	Геометрия расположения спутников					
	1	2	3	4	5	6
1	12	0.2	1	30	60	0.5
2	13	0.15	2	31	61	0.7
3	23	0.3	3	32	62	0.91
4	14	0.4	4	33	63	0.98
5	25	0.21	5	34	64	1.2
6	28	0.34	6	35	65	1.7
7	32	1.2	7	36	66	2.1
8	18	1.3	8	37	67	2.22
9	20	1.4	9	38	68	2.7
10	30	1.5	10	39	69	2.8
11	40	1.7	11	40	70	3
12	50	1.9	12	41	71	3.2
13	60	2.2	13	42	72	3.42
14	90	2.4	14	43	73	3.5
15	10	2.5	15	44	74	3.7
16	5	2.8	16	45	75	3.9
17	9	2.63	17	46	76	4.2
18	8	3.4	18	47	77	4.32
19	45	3.6	19	48	78	4.7
20	55	3.8	20	49	79	4.88
21	66	4.23	21	50	80	2.2
22	77	4.02	22	51	81	3.7
23	88	4.08	23	52	82	4.93
24	89	4.96	24	53	83	3.2
25	26	2.365	25	54	84	1.25
26	28.5	5	26	55	85	2.31
27	10.98	4.0125	27	56	86	2.17
28	27	3.257	28	57	87	4.18
29	65	4.2546	29	58	88	3.93
30	53	1.369	30	59	89	1.11
31	75	0.99	31	60	90	3.28

Таблица А.2

Метеорологические параметры	Номер эксперимента									
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Давление, гПа	1013,25	1025,25	903,25	1013,25	1013,25	1013,25	1013,25	1013,25	1013,25	1013,25
Температура	280	280	280	250	300	280	280	280	280	280
Парциальное давление	600	600	600	600	600	50	1200	600	600	600
Профиль влажности	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1000	2000	1500
Профиль температуры	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.0065	0.00005

Трех диагональная матрица стабилизации представляет собой нулевую матрицу на трех главных диагоналях в которой расположены следующие коэффициенты. (K=20000000)

$$St = \begin{bmatrix} 2K & -K & K & 0 \\ -K & & O & M \\ M & & & -K \\ 0 & & L & -K & 2K \end{bmatrix} \qquad \text{A.3}$$

Трех диагональная матрица стабилизации представляет собой нулевую матрицу на трех главных диагоналях в которой расположены следующие коэффициенты. (K=330000000)

$$St = \begin{bmatrix} 2K & -K & K & 0 \\ -K & & O & M \\ M & & & -K \\ 0 & & L & -K & 2K \end{bmatrix} \qquad \text{A.4}$$

Трех диагональная матрица стабилизации представляет собой нулевую матрицу на трех главных диагоналях в которой расположены следующие коэффициенты. (K=7242420000)

$$St = \begin{bmatrix} 2K & -K & K & 0 \\ -K & & O & M \\ M & & & -K \\ 0 & & L & -K & 2K \end{bmatrix} \qquad \text{A.5}$$

Трех диагональная матрица стабилизации представляет собой нулевую матрицу на трех главных диагоналях в которой расположены следующие коэффициенты. (K=9000000000000)

$$St = \begin{bmatrix} 2K & -K & \cdots & 0 \\ -K & & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & -K \\ 0 & \cdots & -K & 2K \end{bmatrix} \qquad \text{A.6}$$

Приложение B

Текст программ на языке Java.

```
import Jama.Matrix;
import static Jama.Matrix.*;
import static java.lang.Math.*;
import java.util.*;


public class StraightTask {

  public static void main(String[] args) {

   int N = 15;                          // Количество слоев
   double dz = 1000;                    // Толщина слоя, м
   double Re = 6378100;                 // Радиус Земли, м
   int i;                               // Номер слоя
   int j;                               // Номер угла места
   double[] z = new double[N];          // Высота, м
   double[] n = new double[N];          // Показатель преломления радиоволн
   double[] ns = new double[N];         // Оценка показателя преломления
радиоволн
   double[][] x = new double[N][1];     // Вектор x
   double[][] a = new double[N][N];     // Массив a
   double[][] as = new double[N][N];    // Оценка значений массива a
   double[][] err = new double[N][1]; // Вектор ошибок измерений задержек
радиосигнала
   double[][] x0 = new double[N][1];  // Начальное приближение вектора x при
решении обратной задачи
   double[][] xx = new double[N][1];  // Временная матрица для хранения
вектора x на предыдущем шаге
   double e, f, sum;                    // Временные переменные
   double w;                            // Квадратурный вес слоя
   double[] b = {                       // Углы места, градусы
//12, 13, 23, 14, 25, 28, 32, 18, 20, 30,40,
50,60,90,10,5,9,8,45,55,66,77,88,89,26,28.5,10.98,27,65,53,75 };
0.2,0.15,0.3,0.4,0.21,0.34,1.2,1.3,1.4,1.5,1.7,1.9,2.2,2.4,2.5,2.8,2.63,3.4,3
.6,3.8,4.23,4.02,4.08,4.96,2.365,5.0,4.0125,3.257,4.2546,1.369,0.99};
//1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15,16,17,18,19,20,21,22,23,24,25,26,27,28,
29,30,31};
//30,31,32,33,34,35,36,37,38,39,40,41,42,43,44,45,46,47,48,49,50,51,52,53,54,
55,56,57,58,59,60};
//60,61,62,63,64,65,66,67,68,69,70,71,72,73,74,75,76,77,78,79,80,81,82,83,84,
85,86,87,88,89,90};

    /* 0.5, 0.7, 0.91, 0.98, 1.20, 1.7, 2.1, 2.22, 2.70, 2.80,
        3.0, 3.2, 3.42, 3.50, 3.70, 3.9, 4.2, 4.32, 4.70, 4.88,
        2.2, 3.7, 4.93, 3.20, 1.25, 2.31, 2.17, 4.18, 3.93, 1.11,
        3.28
        };*/
   double gamma=0.0065;
   double Rd = 287.054;
   double Rv = 461.526;
   double[]t=new double[N];
   double[]ee=new double[N];
   double[]P=new double[N];
   double[]q=new double[N];
   double ll;
   double g=9.8;
   double K1=7.760E-7;
   double K3=3.76E-3;
   double E0=610.78;
   double Str=0.5;
   double[]EE=new double[N];
   double alfa=1500;
   double[]SS=new double[N];
   double qsr;
```

```
    P[0]=101325;
    t[0]=280;

    ee[0]=600;
    q[0]=0.622*ee[0]/(P[0]-0.378*ee[0]);
    EE[0]=E0*pow(10,7.63*(t[0]-273.15)/(t[0]-31.25));
    SS[0]=ee[0]/EE[0];
   //************************************************************
  //** РЕШЕНИЕ ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ РАДИОПРОСВЕЧИВАНИЯ ГНСС-СИГНАЛАМИ
  //************************************************************
for(i=1;i<N;i++){ z[i] = i*dz;
    t[i]=t[i-1]-gamma*dz;
    q[i]=q[0]*exp(-z[i]/1500.0);
    qsr=(q[i]+q[i-1])/2.0;
    P[i]=P[i-1]*pow((t[i]/t[i-1]),g/( Rd*(1.0+(Rv/Rd-1)*qsr)*gamma ));
    ee[i]=q[i]*P[i]/(Rd/Rv+q[i]*(1-Rd/Rv));}
for(i=0;i<N;i++){
    n[i]=1+7.760E-7*P[i]/t[i]+3.776E-3*ee[i]/(t[i]*t[i]);
  //  System.out.printf(Locale.US,"%.3f\t%.3f\t%.7f\t%.3f\t
%.7f\n",t[i],P[i],q[i],ee[i],n[i]);
}
  // Перебираем все слои и заполняем вектор x и массив a
  for(i=0;i<N;i++) {
   // Вектор индекса рефракции

                     // n[i] = 1 + 289E-6*exp(-136E-6*z[i]);
   x[i][0] = n[i] - 1;
   // Квадратурный вес слоя (интегрирование методом прямоугольников)
   // если i первое или последнее, то вес равен 0.5, иначе равен 1.0
   if(i==0||i==(N-1)) w = 0.5;
   else w = 1.0;
   f = n[i]*(Re+z[i]);
   // Перебираем все углы места
   for(j=0;j<N;j++) {
     e = n[0]*Re*cos(toRadians(b[j]));
     // Ядро уравнения
     a[j][i] = w*dz/(sqrt(1-e*e/f/f));
     }
   // Вектор ошибок измерений задержек радиосигнала
   err[i][0] = random()*1.0;
   }
   Matrix X = new Matrix(x);                    // Показатель преломления
минус единица
   Matrix A = new Matrix(a);                    // Ядро уравнения
   Matrix Y = A.times(X);                       // Задержка радиосигнала в
тропосфере, м
   Matrix E = new Matrix(err);                  // Ошибки измерений задержки
радиосигналов, м
   Matrix Ys = Y.plus(E);                       // Результаты измерений
задержки радиосигналов с ошибками, м
 //  X.print(7,7);
   Y.print(7,7);
   for(i=0;i<N;i++){
System.out.println(b[i]);
}
}}
import java.util.*;
import java.io.*;


class ContrStraightTask {

 public static void main(String[] args) {
```

```
   String fileName;
   String line;
   BufferedReader in;
   int i;
   int N = 0;

   // Подключаемся к потоку данных
   if(args.length>0) {
    fileName = args[0];
    try {
     FileReader fr = new FileReader(fileName);
     in = new BufferedReader(fr);
     }
    catch(Exception e) { System.out.println("Не отрыть файл "+fileName);
return; }
    }
   else {
    try {
     InputStreamReader br = new InputStreamReader(System.in);
     in = new BufferedReader(br);
     }
    catch(Exception e) {
     System.out.println("Вызов:");
     System.out.println(" java ContrStraightTask имя_файла_данных");
     return;
     }
    }


     // Создаем массивы данных с запасом по размеру
     double[] b  = new double[100];
     double[] dL = new double[100];


     // Чтение данных из потока
     try {
        i = 0;
        while((line = in.readLine()) != null) {
         StringTokenizer token = new StringTokenizer(line, " \t\n");
         b[i] = Double.parseDouble(token.nextToken());
         dL[i] = Double.parseDouble(token.nextToken());
       i++;
         }
        N = i;

       for(i=0;i<N;i++) {
        System.out.printf(Locale.US, "%f\t%f\n", b[i], dL[i]);
        }

      }
     catch(Exception e) { return; }




   int N = 15;                        // Количество слоев
   double dz = 1000;                  // Толщина слоя, м
   double Re = 6378100;               // Радиус Земли, м
   int i;                             // Номер слоя
   int j;                             // Номер угла места
   double[] z = new double[N];        // Высота, м
   double[] n = new double[N];        // Показатель преломления радиоволн
```

```
   double[] ns = new double[N];       // Оценка показателя преломления
радиоволн
   double[][] x = new double[N][1];   // Вектор x
   double[][] a = new double[N][N];   // Массив a
   double[][] as = new double[N][N];  // Оценка значений массива a
   double[][] err = new double[N][1]; // Вектор ошибок измерений задержек
радиосигнала
   double[][] x0 = new double[N][1];  // Начальное приближение вектора x при
решении обратной задачи
   double[][] xx = new double[N][1];  // Временная матрица для хранения
вектора x на предыдущем шаге
   double e, f, sum;                  // Временные переменные
   double w;                          // Квадратурный вес слоя
   double[] b = {                     // Углы места, градусы
   //12, 13, 23, 14, 25, 28, 32, 18, 20, 30,40,
50,60,90,10,5,9,8,45,55,66,77,88,89,26,28.5,10.98,27,65,53,75 };
0.2,0.15,0.3,0.4,0.21,0.34,1.2,1.3,1.4,1.5,1.7,1.9,2.2,2.4,2.5,2.8,2.63,3.4,3
.6,3.8,4.23,4.02,4.08,4.96,2.365,5.0,4.0125,3.257,4.2546,1.369,0.99};
//1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15,16,17,18,19,20,21,22,23,24,25,26,27,28,
29,30,31};
//30,31,32,33,34,35,36,37,38,39,40,41,42,43,44,45,46,47,48,49,50,51,52,53,54,
55,56,57,58,59,60};
//60,61,62,63,64,65,66,67,68,69,70,71,72,73,74,75,76,77,78,79,80,81,82,83,84,
85,86,87,88,89,90};

    /* 0.5, 0.7, 0.91, 0.98, 1.20, 1.7, 2.1, 2.22, 2.70, 2.80,
        3.0, 3.2, 3.42, 3.50, 3.70, 3.9, 4.2, 4.32, 4.70, 4.88,
        2.2, 3.7, 4.93, 3.20, 1.25, 2.31, 2.17, 4.18, 3.93, 1.11,
        3.28
        };*/
   double gamma=0.0065;
   double Rd = 287.054;
   double Rv = 461.526;
   double[]t=new double[N];
   double[]ee=new double[N];
   double[]P=new double[N];
   double[]q=new double[N];
   double ll;
   double g=9.8;
   double K1=7.760E-7;
   double K3=3.76E-3;
   double E0=610.78;
   double Str=0.5;
   double[]EE=new double[N];
   double alfa=1500;
   double[]SS=new double[N];
   double qsr;


   Matrix X = new Matrix(x);                    // Показатель преломления
минус единица
   Matrix A = new Matrix(a);                    // Ядро уравнения
   Matrix Y = A.times(X);                       // Задержка радиосигнала в
тропосфере, м
   Matrix E = new Matrix(err);                  // Ошибки измерений задержки
радиосигналов, м
   Matrix Ys = Y.plus(E);                       // Результаты измерений
задержки радиосигналов с ошибками, м
  //************************************************************
  //** РЕШЕНИЕ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ РАДИОПРОСВЕЧИВАНИЯ ГНСС-СИГНАЛАМИ
  //************************************************************

   double sigmaY2 = 2.0;                        // Дисперсия ошибок измерений
задержки радиосигналов, м
```

```
   double sigmaX2 = 0.0000000001;               // Дисперсия поля показателя
преломления (используется только в методе статистической регуляризации)
   double alpha =1;         //10000000  6     // Параметр регуляризации 8

   for(i=0;i<N;i++) {
     // Начальное приближение вектора x
     z[i] = i*dz;
     ns[i] = 1 + (n[0]-1)*exp(-200E-6*z[i]);
     x0[i][0] = ns[i] - 1;
     // Квадратурный вес слоя (интегрирование методом прямоугольников)
     // если i первое или последнее, то вес равен 0.5, иначе равен 1.0
     if(i==0||i==(N-1)) w = 0.5;
     else w = 1.0;
     f = ns[i]*(Re+z[i]);
     // Перебираем все углы места
     for(j=0;j<N;j++) {
       e = ns[0]*Re*cos(toRadians(b[j]));
       // Ядро уравнения
       as[j][i] = w*dz/(sqrt(1-e*e/f/f));
       }
     // Значения вектора x на предыдущем шаге итерационного процесса
     xx[i][0] = 0.0;
     }

   Matrix As = new Matrix(as);                  // Оценка ядра уравнения
   Matrix X0 = new Matrix(x0);                  // Начальное приближение
вектора X
   Matrix S = identity(N, N).times(sigmaY2);    // Ковариационная матрица
ошибок измерений
   Matrix R = identity(N, N).times(sigmaX2);    // Ковариационная матрица
поля показателя преломления
 //  Matrix H = identity(N, N);

     Matrix H=new Matrix
(st.getStabilizator(N,330000000.0));//330000000.0/20000000.0

   Matrix Xs = (Matrix)X0.clone();              // Первое приближение вектора
X
   Matrix Xx = new Matrix(xx);
   int s;
   int qq;

Xs =
A.transpose().times(S.inverse()).times(A).plus(H.times(alpha)).inverse().time
s(A.transpose()).times(S.inverse()).times(Ys);
 Xs.minus(X).times(1E6);

////////////////////////////////////
//Восстановление профиля влажности//
////////////////////////////////////
   double[]xxx=new double[N];
for(i=0;i<N;i++){
xxx[i]=Xs.get(i,0);
}



  qCST[0]=q[0];
  for(i=1;i<N;i++){
    t[i]=t[i-1]-gamma*dz;
    qCST[i]=0;
    do {
      ll=qCST[i];
      qsr=(qCST[i]+qCST[i-1])/2.0;
```

```
      P[i]=P[i-1]*pow((t[i]/t[i-1]),g/( Rd*(1.0+(Rv/Rd-1)*qsr)*gamma ));
      qCST[i]=Rd/(Rv*K3/(xxx[i]*t[i]*t[i]/P[i]-K1*t[i])-(Rv-Rd));

//System.out.printf(Locale.US,"%.1e\n",abs(qCST[i]-ll));
}
    while (abs(qCST[i]-ll)<1E-5);


                  }

   for(i=0;i<N;i++){
     QQ[pop][i]=abs(q[i]-qCST[i])/q[i];

   System.out.printf(Locale.US,"%.0f\t%.5f\t%.5f\n",z[i],qCST[i],q[i]);
}}}}
```

```
import Jama.Matrix;
public class st {// Стабилизатор

     public static double[][] getStabilizator(int N,double RO) {
int i;

double [][] B=new double[N][N];
/*double RO = 15; // -RO по поддиагоналям и 2RO+1 на диагонали
*/
 for(i=0;i<N-1;i++){
  B[i][i]=1+2*RO;
   if(i==0){B[i][i]=1+RO;}
  B[i][i+1]=-RO;
  B[i+1][i]=-RO;
  }
  B[i][i]=1+2*RO;
return B;

}}

/**
  Вычисление тропосферной задержки сигнала навигационных спутников.
 */

import java.util.Locale;
import static java.lang.Math.*;


public class Troposphere
{
 public static final int SAASTAMOINEN = 1;
 public static final int HOPFIELD = 2;
 public static final int IFADIS = 3;
 public static final int MENDES = 4;
 public static final double R = 6378000.0;
 public static final double g = 9.780318;
 public static final double k = 1.380662E-23;
 public static final double Rd = 287.054;
 public static final double Rv = 461.526;
 public static final double k1 = 7.760E-7;
 public static final double k2 = 7.040E-7;
 public static final double k3 = 3.739E-3;
 public static final double k21 = k2 - k1*Rd/Rv;
```

```
 double T;
 double P;
 double e;
 double h;
 double latitude;

 public Troposphere(double T, double P, double e)
  {
   this.T = T;
   this.P = P;
   this.e = e;
   this.h = 0;
   this.latitude = 60;
  }


 public void setTemperature(double T) { this.T = T; }

 public void setPressure(double P) { this.P = P; }

 public void setVaporPressure(double e) { this.e = e; }


 /**
  Расчет тропосферной задержки сигнала сигнала в сухом воздухе.
 */
 public double getZHD(int model)
  {
   switch(model) {
     case SAASTAMOINEN:
       return 0.000022768 * P / (1.0-0.00266*cos(toRadians(2*latitude))-
0.00028*h);
     case HOPFIELD:
       return 77.64E-6*P/100.0/T / 5.0 * (40136.0 + 148.72*(T-273.16));
     }
   return 0;
  }


 /**
  Расчет тропосферной задержки сигнала сигнала во влажном воздухе.
 */
 public double getZWD(int model)
  {
   switch(model) {
     case SAASTAMOINEN:
       return 0.0022768 * (1255.0/T+0.05)*e/100.0 / (1-
0.00266*cos(toRadians(2*latitude))-0.00028*h);
     case HOPFIELD:
       return (-12.96*T+3.718E+5)*1E-6 / 5.0 * e/100.0/T/T * 11000.0;
     case IFADIS:
       return 0.554E-2 - 0.880E-6*(P-100000.0) + 0.272E-6*e + 2.771E-2*e/(T-
273.15);
     case MENDES:
       return 0.122 + 9.43E-5*e;
     }
   return 0;
  }


 /**
  Расчет полной тропосферной задержки сигнала.
 */
 public double getZTD(int model1, int model2)
```

```
  {
   return getZHD(model1) + getZWD(model2);
  }


 /**
  Модель Саастамойнена для расчета тропосферной задержки сигнала сигнала в
сухом воздухе.
 */
 public double getSaastamoinenZHD()
  {
   return 0.000022768 * P / (1.0-0.00266*cos(toRadians(2*latitude))-
0.00028*h);
  }


 /**
  Модель Саастамойнена для расчета тропосферной задержки сигнала сигнала во
влажном воздухе.
 */
 public double getSaastamoinenZWD()
  {
   return 0.0022768 * (1255.0/T+0.05)*e/100.0 / (1-
0.00266*cos(toRadians(2*latitude))-0.00028*h);
  }


 /**
  Модель Саастамойнена для расчета полной тропосферной задержки сигнала
сигнала.
 */
 public double getSaastamoinenZTD()
  {
   return getSaastamoinenZHD() + getSaastamoinenZWD();
  }


 /**
  Модифицированная модель Саастамойнена для расчета полной тропосферной
задержки сигнала.
 */
 public double getModifiedSaastamoinenTD(double elevationAngel)
  {
   double D = 0.0026*cos(2*latitude/180*PI)+0.00028*h;
   double Z = 90 - elevationAngel;
   double B = 0;
   double dR = 0;

   return 0.002277/cos(Z/180*PI) * (1+D) * (P/100+(1255/T+0.05)*e/100-
B*tan(Z)*tan(Z)) + dR;
  }


 /**
  Модель Хопфилда для расчета тропосферной задержки сигнала в сухом воздухе.
 */
 public double getHopfieldZHD()
  {
   return 77.64E-6*P/100.0/T / 5.0 * (40136.0 + 148.72*(T-273.16));
  }


 /**
```

```
  Модель Хопфилда для расчета тропосферной задержки сигнала во влажном
воздухе.
 */
 public double getHopfieldZWD()
  {
   return (-12.96*T+3.718E5)*1E-6 / 5.0 * e/100.0/T/T * 11000.0;
  }


 /**
  Модель Хопфилда для расчета полной тропосферной задержки сигнала.
 */
 public double getHopfieldZTD()
  {
   return getHopfieldZHD() + getHopfieldZWD();
  }


 /**
  Проекционная угломестная зависимость - Projection Mapping Function (PMF).
 */
 public double getProjectionMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   return 1/sin(toRadians(elevationAngel));
  }


 /**
  Геометрическая угломестная зависимость - Geometric Mapping Function (GMF).
 */
 public double getGeometricMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   double R = 6378000.0;
   double H = 50000.0;
   double sin = sin(toRadians(elevationAngel));
   double cos = cos(toRadians(elevationAngel));
   return -R/H*sin + sqrt((R+H)*(R+H)-R*R*cos*cos)/H;
  }


 /**
  Угломестная зависимость RTCA.
 */
 public double getRTCAMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   return 1.001 / sqrt(0.002001 +
sin(toRadians(elevationAngel))*sin(toRadians(elevationAngel)));
  }


 /**
  Угломестная зависимость Чао.
 */
 public double getChaoMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   double a = 0.00035;
   double b = 0.017;

   return 1/(sin(toRadians(elevationAngel))+a/(tan(toRadians(elevationAngel))
+b));
  }


 /**
```

```
  Угломестная зависимость Девиса.
 */
 public double getDavisMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   double t = this.T - 273.15;
   double P = this.P/100;
   double e = this.e/100;
   double H = 10.0;
   double dTdz = -6.5;

   double a = 0.001185+0.6071E-4*(P-1000.0)-0.1471E-3*e+0.3072E-2*(t-
20)+0.1965E-1*(dTdz+6.5)-0.5645E-2*(H-11.231);
   double b = 0.001144*(1+0.1164E-4*(P-1000.0)-0.2795E-3*e+0.3109E-2*(t-
20)+0.3038E-1*(dTdz+6.5)-0.1217E-1*(H-11.231));
   double c = -0.0090;

   return 1/(sin(toRadians(elevationAngel))+a/(tan(toRadians(elevationAngel))
+b/(tan(toRadians(elevationAngel))+c))); // скобки (tan + c)
  }


 /**
  Гидростатическая угломестная зависимость Ифадиса.
 */
 public double getIfadisHydrostaticMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   double t = this.T;
   double P = this.P;
   double e = this.e;
   double sinA = sin(toRadians(elevationAngel));

   double a = 1.237E-3 + 1.316E-9*(P-1.0E+5) + 8.057E-7*sqrt(e) + 1.378E-
6*(T-288.15);
   double b = 3.333E-3 + 1.946E-9*(P-1.0E+5) + 1.747E-8*sqrt(e) + 1.040E-
7*(T-288.15);
   double c = 0.078;

   return (1+a/(1+b/(1+c))) / (sinA+a/(sinA+b/(sinA+c)));
  }


 /**
  "Влажная" угломестная зависимость Ифадиса.
 */
 public double getIfadisWetMappingFunction(double elevationAngel)
  {
   double T = this.T;
   double P = this.P;
   double e = this.e;
   double sinA = sin(toRadians(elevationAngel));

   double a = 5.236E-4 + 2.471E-9*(P-1.0E+5) + 1.328E-6*sqrt(e) + 1.724E-
7*(T-288.15);
   double b = 1.705E-3 + 7.384E-9*(P-1.0E+5) + 2.147E-6*sqrt(e) + 3.767E-
7*(T-288.15);
   double c = 0.05917;

   return (1+a/(1+b/(1+c))) / (sinA+a/(sinA+b/(sinA+c)));
  }


  /**
  Расчет показателя преломления радиоволн.
  @param T температура воздуха, K
```

```
  @param P атмосферное давление, Па
  @param e парциальное давление водяного пара, Па
  @param w водность облака, кг/м<sup>3</sup>
  @return n - показатель преломления электромагнитных волн
  */

 public double calcRefractiveIndex(double T, double P, double e)
 {
  double Nd = calcRefractiveIndexHydrostaticPart(T, P, e);
  double Nw = calcRefractiveIndexWetPart(T, P, e);

  return 1 + Nd + Nw;
 }

 public double calcRefractiveIndexHydrostaticPart(double T, double P, double
e)
 {
  return k1*Rd*(P-e) / (Rd*T);
 }

 public double calcRefractiveIndexWetPart(double T, double P, double e)
 {
  return (k21*Rv + k3*Rv/T)*e / (Rv*T);
 }


  /**
  Расчет задержки радиоволн в гидростатической атмосфере.
  @param z высота над поверхностью Земли, м
  @param T температура воздуха, К
  @param P атмосферное давление, Па
  @param e парциальное давление водяного пара, Па
  @param beta угол места, градус
  @return dL - задержка радиосигнала, м
  */
 public double calcHydrostaticDelay(double[] z, double[] T, double[] P,
double[] e, double beta)
 {
  int i;
  int N = T.length;
  double n = calcRefractiveIndex(T[0], P[0], e[0]);
  double A = n*R*cos(toRadians(beta));
  double B;
  double Nd;
  double dz;
  double sum = 0.0;

  for(i=0;i<N-1;i++) {
    n = calcRefractiveIndex(T[i], P[i], e[i]);
    Nd = calcRefractiveIndexHydrostaticPart(T[i], P[i], e[i]);
    B = n*(R+z[i]);
    dz = z[i+1] - z[i];
    if(B>A)
      sum = sum + Nd / (sqrt(1-A*A/B/B)) * dz;
    else
           System.out.printf(Locale.US, "z= %.0f\tA = %e\tB = %e\n", z[i], A,
B);
   }
  return sum;
 }


  /**
  Расчет задержки радиоволн во влажной атмосфере.
```

```
  @param z высота над поверхностью Земли, м
  @param T температура воздуха, К
  @param P атмосферное давление, Па
  @param e парциальное давление водяного пара, Па
  @param beta угол места, градус
  @return dL - задержка радиосигнала, м
  */
 public double calcWetDelay(double[] z, double[] T, double[] P, double[] e,
double beta)
 {
  int i;
  int N = T.length;
  double n = calcRefractiveIndex(T[0], P[0], e[0]);
  double A = n*R*cos(toRadians(beta));
  double B;
  double Nw;
  double dz;
  double sum = 0.0;

  for(i=0;i<N-1;i++) {
    n = calcRefractiveIndex(T[i], P[i], e[i]);
    Nw = calcRefractiveIndexWetPart(T[i], P[i], e[i]);
    B = n*(R+z[i]);
    dz = z[i+1] - z[i];
    if(B>A)
      sum = sum + Nw / (sqrt(1-A*A/B/B)) * dz;
    else
           System.out.printf(Locale.US, "z= %.0f\tA = %e\tB = %e\n", z[i], A,
B);
   }
  return sum;
 }


 /**
  Расчет угла рефракции радиоволн в атмосфере.
  @param z высота над поверхностью Земли, м
  @param n показатель преломления
  @param beta угол места, градус
  @return угол рефракции, градус
  */
 public double calcRefractionAngle(double[] z, double[] n, double beta)
 {
  int i;
  int N = n.length;
  double A = n[0]*R*cos(toRadians(beta));
  double B;
  double dz;
  double dn_dz;
  double sum = 0.0;

  for(i=0;i<N-1;i++)
   {
    B = n[i]*(R+z[i]);
    dz = z[i+1] - z[i];
    dn_dz = (n[i+1] - n[i]) / dz;
    if(B>A)
      sum = sum + dn_dz / (n[i] * sqrt(B*B-A*A)) * dz;
    else
           System.out.printf(Locale.US, "z= %.0f\tA = %e\tB = %e\n", z[i], A,
B);
   }
  return toDegrees(-A*sum);
 }
```

```
 /**
  Расчет рефракционной поправки к зенитному углу.
  @param z высота над поверхностью Земли, м
  @param n показатель преломления
  @param beta угол места, градус
  @return поправка на рефракцию, градус
  */
 public double calcRefractionDelta(double beta, double al, double
z_satellite, double n0)
 {
  double fi_0 = 90.0 - beta;
  double nz = 1.0;
  fi_0 = toRadians(fi_0);
  al = toRadians(al);
  double A = n0*R*sin(fi_0);
  double B = nz*(R+z_satellite);
  return toDegrees( al - atan( (A-R*nz*sin(fi_0+al)) / (sqrt(B*B - A*A) -
nz*R*cos(fi_0+al)) ) );
 }


}

import Jama.Matrix;
import static Jama.Matrix.*;
import static java.lang.Math.*;
import java.util.*;


public class JamaTest {

  public static void main(String[] args) {

   int N = 31;                          // Количество слоев
   double dz = 500;                    // Толщина слоя, м
   double Re = 6378100;                 // Радиус Земли, м
   int i;                               // Номер слоя
   int j;                               // Номер угла места
   double[] z = new double[N];          // Высота, м
   double[] n = new double[N];          // Показатель преломления радиоволн
   double[] ns = new double[N];         // Оценка показателя преломления
радиоволн
   double[][] x = new double[N][1];     // Вектор x
   double[][] a = new double[N][N];     // Массив a
   double[][] as = new double[N][N];    // Оценка значений массива a
   double[][] err = new double[N][1]; // Вектор ошибок измерений задержек
радиосигнала
   double[][] x0 = new double[N][1];    // Начальное приближение вектора x при
решении обратной задачи
   double[][] xx = new double[N][1];    // Временная матрица для хранения
вектора x на предыдущем шаге
   double e, f, sum;                    // Временные переменные
   double w;                            // Квадратурный вес слоя
   double[] b = {                       // Углы места, градусы
//12, 13, 23, 14, 25, 28, 32, 18, 20, 30,40,
50,60,90,10,5,9,8,45,55,66,77,88,89,26,28.5,10.98,27,65,53,75 };
0.2,0.15,0.3,0.4,0.21,0.34,1.2,1.3,1.4,1.5,1.7,1.9,2.2,2.4,2.5,2.8,2.63,3.4,3
.6,3.8,4.23,4.02,4.08,4.96,2.365,5.0,4.0125,3.257,4.2546,1.369,0.99};
//1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15,16,17,18,19,20,21,22,23,24,25,26,27,28,
29,30,31};
//30,31,32,33,34,35,36,37,38,39,40,41,42,43,44,45,46,47,48,49,50,51,52,53,54,
55,56,57,58,59,60};
```

```
//60,61,62,63,64,65,66,67,68,69,70,71,72,73,74,75,76,77,78,79,80,81,82,83,84,
85,86,87,88,89,90};

    /* 0.5, 0.7, 0.91, 0.98, 1.20, 1.7, 2.1, 2.22, 2.70, 2.80,
        3.0, 3.2, 3.42, 3.50, 3.70, 3.9, 4.2, 4.32, 4.70, 4.88,
        2.2, 3.7, 4.93, 3.20, 1.25, 2.31, 2.17, 4.18, 3.93, 1.11,
        3.28
        };*/

   double gamma=0.0065;
   double Rd = 287.054;
   double Rv = 461.526;
   double[]t=new double[N];
   double[]ee=new double[N];
   double[]P=new double[N];
   double[]q=new double[N];

   double[]qCST=new double[N];
   double ll;
   double g=9.8;
   double K1=7.760E-7;
   double K3=3.76E-3;
   double E0=610.78;
   double Str=0.5;
   double[]EE=new double[N];
   double alfa=1500;
   double[]SS=new double[N];
   double qsr;


    P[0]=101325;
    t[0]=280;

    ee[0]=600;
    q[0]=0.622*ee[0]/(P[0]-0.378*ee[0]);
    EE[0]=E0*pow(10,7.63*(t[0]-273.15)/(t[0]-31.25));
    SS[0]=ee[0]/EE[0];


//*********************
//Большой цикл начало**
//*********************
int big=5;
int pop;
double[][]WWW=new double[big][N];
double[][]WWW2=new double[big][N];
double[]WW=new double[N];
 double[]WW1=new double[N];
double[]WW21=new double[N];
double[]WW2=new double[N];
double[]WW3=new double[N];
double[][]QQ=new double[big][N];
for(pop=0;pop<big;pop++){

  //************************************************************
  //** РЕШЕНИЕ ПРЯМОЙ ЗАДАЧИ РАДИОПРОСВЕЧИВАНИЯ ГНСС-СИГНАЛАМИ
  //************************************************************
for(i=1;i<N;i++){ z[i] = i*dz;
    t[i]=t[i-1]-gamma*dz;
    q[i]=q[0]*exp(-z[i]/1500.0);
    qsr=(q[i]+q[i-1])/2.0;
    P[i]=P[i-1]*pow((t[i]/t[i-1]),g/( Rd*(1.0+(Rv/Rd-1)*qsr)*gamma ));
    ee[i]=q[i]*P[i]/(Rd/Rv+q[i]*(1-Rd/Rv));}
for(i=0;i<N;i++){
```

```
    n[i]=1+7.760E-7*P[i]/t[i]+3.776E-3*ee[i]/(t[i]*t[i]);
  //  System.out.printf(Locale.US,"%.3f\t%.3f\t%.7f\t%.3f\t
%.7f\n",t[i],P[i],q[i],ee[i],n[i]);
}


  // Перебираем все слои и заполняем вектор x и массив a
  for(i=0;i<N;i++) {
   // Вектор индекса рефракции

                    // n[i] = 1 + 289E-6*exp(-136E-6*z[i]);
   x[i][0] = n[i] - 1;
   // Квадратурный вес слоя (интегрирование методом прямоугольников)
   // если i первое или последнее, то вес равен 0.5, иначе равен 1.0
   if(i==0||i==(N-1)) w = 0.5;
   else w = 1.0;
   f = n[i]*(Re+z[i]);
   // Перебираем все углы места
   for(j=0;j<N;j++) {
     e = n[0]*Re*cos(toRadians(b[j]));
     // Ядро уравнения
     a[j][i] = w*dz/(sqrt(1-e*e/f/f));
     }
   // Вектор ошибок измерений задержек радиосигнала
   err[i][0] = random()*1.0;
   }


   Matrix X = new Matrix(x);                    // Показатель преломления
минус единица
   Matrix A = new Matrix(a);                    // Ядро уравнения
   Matrix Y = A.times(X);                       // Задержка радиосигнала в
тропосфере, м
   Matrix E = new Matrix(err);                  // Ошибки измерений задержки
радиосигналов, м
   Matrix Ys = Y.plus(E);                       // Результаты измерений
задержки радиосигналов с ошибками, м
 //  X.print(7,7);
   Y.print(7,7);
   for(i=0;i<N;i++){
System.out.println(b[i]);
}

  //************************************************************
  //** РЕШЕНИЕ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ РАДИОПРОСВЕЧИВАНИЯ ГНСС-СИГНАЛАМИ
  //************************************************************

   double sigmaY2 = 2.0;                        // Дисперсия ошибок измерений
задержки радиосигналов, м
   double sigmaX2 = 0.0000000001;               // Дисперсия поля показателя
преломления (используется только в методе статистической регуляризации)
   double alpha =1;         //10000000  6     // Параметр регуляризации 8

   for(i=0;i<N;i++) {
     // Начальное приближение вектора x
     z[i] = i*dz;
     ns[i] = 1 + (n[0]-1)*exp(-200E-6*z[i]);
     x0[i][0] = ns[i] - 1;
     // Квадратурный вес слоя (интегрирование методом прямоугольников)
     // если i первое или последнее, то вес равен 0.5, иначе равен 1.0
     if(i==0||i==(N-1)) w = 0.5;
     else w = 1.0;
     f = ns[i]*(Re+z[i]);
     // Перебираем все углы места
```

```
     for(j=0;j<N;j++) {
       e = ns[0]*Re*cos(toRadians(b[j]));
       // Ядро уравнения
       as[j][i] = w*dz/(sqrt(1-e*e/f/f));
       }
     // Значения вектора x на предыдущем шаге итерационного процесса
     xx[i][0] = 0.0;
     }

   Matrix As = new Matrix(as);                  // Оценка ядра уравнения
   Matrix X0 = new Matrix(x0);                  // Начальное приближение
вектора X
   Matrix S = identity(N, N).times(sigmaY2);    // Ковариационная матрица
ошибок измерений
   Matrix R = identity(N, N).times(sigmaX2);    // Ковариационная матрица
поля показателя преломления
 //  Matrix H = identity(N, N);

     Matrix H=new Matrix
(st.getStabilizator(N,330000000.0));//330000000.0/20000000.0

   Matrix Xs = (Matrix)X0.clone();              // Первое приближение вектора
X
   Matrix Xx = new Matrix(xx);
   int s;
   int qq;

Xs =
A.transpose().times(S.inverse()).times(A).plus(H.times(alpha)).inverse().time
s(A.transpose()).times(S.inverse()).times(Ys);
 Xs.minus(X).times(1E6);

////////////////////////////////////
//Восстановление профиля влажности//
////////////////////////////////////
   double[]xxx=new double[N];
for(i=0;i<N;i++){
xxx[i]=Xs.get(i,0);
}



  qCST[0]=q[0];
  for(i=1;i<N;i++){
    t[i]=t[i-1]-gamma*dz;
    qCST[i]=0;
    do {
      ll=qCST[i];
      qsr=(qCST[i]+qCST[i-1])/2.0;
      P[i]=P[i-1]*pow((t[i]/t[i-1]),g/( Rd*(1.0+(Rv/Rd-1)*qsr)*gamma ));
      qCST[i]=Rd/(Rv*K3/(xxx[i]*t[i]*t[i]/P[i]-K1*t[i])-(Rv-Rd));

//System.out.printf(Locale.US,"%.1e\n",abs(qCST[i]-ll));
}
    while (abs(qCST[i]-ll)<1E-5);


                  }

   for(i=0;i<N;i++){
     QQ[pop][i]=abs(q[i]-qCST[i])/q[i];
//        System.out.printf(Locale.US,"%.2f\t%.2f\t%.0f\n"q[i],QQ[i]);
   // System.out.printf(Locale.US,"%.0f\t%.5f\t%.5f\n",z[i],qCST[i],q[i]);
}
```

```
}
//********************

//********************
//Большой цикл конец**
//********************

for(i=0;i<N;i++){
 double sum2 = 0;
 for(pop=0;pop<big;pop++){
   sum2=sum2+QQ[pop][i];}//Сумма
  WW2[i] = sum2/big;//среднее значение
sum2 = 0;
for(pop=0;pop<big;pop++){
sum2=pow((QQ[pop][i]-WW2[i]),2)+sum2;}//сумма (знач-срзнач)^2
//System.out.println(sum2);
WW21[i]=sqrt(sum2/(big-1));    //сигма)
    //     System.out.printf(Locale.US,"%.0f\t%.0f\t
%.0f\n",z[i],WW2[i]*100,WW21[i]);
}


Matrix qwerty=new Matrix(QQ);
//qwerty.times(100).print(0,0);


}}
```